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) の観測実験†

村田 正 秋*・張 替 正 敏**

The Observations and Analysis of Selective Availability in GPS

Masaaki MURATA* and Masatoshi HARIGAE**

Selective Availability (SA) was turned on between the period of March 25 to August 28, 1990. SA is aimed to degrade positioning accuracy of civilian GPS users by adding intentional errors into the broadcast ephemerides and satellite clocks in the GPS navigation message, and it is believed to be implemented in the full operational phase of GPS (about mid-1993).

In order to estimate the magnitude, time behavior, dynamical and statistical characteristics of SA errors, the pseudorange and delta-pseudorange observations were taken during the above period using a C/A code, single channel GPS receiver NAVCORE-1 of National Aerospace Laboratory (NAL). And SA errors were analyzed by computing residuals for both pseudorange and 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, the magnitude ranging from 30~50 m (RMS), which is consistent with the stated policy of U. S. Department of Defense (DoD). ③ For the Block-II satellites the anomalous residuals in the delta-pseudorange data were also observed, but the magnitudes of which were below the formal standard deviation of the receiver error and thus the effect on navigation accuracy in velocity can be ignored.

Key Words: GPS, selective availability, satellite navigation, satellite positioning, pseudorange

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¹⁾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 カ月に 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。これまでに民間用の GPS 受信機が種々製作され、いろいろ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 100 m をはるかに上回る 20~40 m 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)—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った²⁾。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 Positioning 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と考えられている。その場合の 3 次元測位精度は 120 m、すなわち水平面 (緯度、経度) で 100 m (95%)、高度で 150 m 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 20~40 m 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 0.3 m/s, 300~400 ns (1 ns = 10^{-9} s) まで劣化すると予測されている。

† 第 7 回宇宙航空の誘導制御シンポジウムで発表 (1990・11)

* 航空宇宙技術研究所 調布市深大寺東町 7-44-1

** (株)東芝 川崎市幸区小向東芝町 1

* National Aerospace Laboratory, Chofu

** Toshiba Corp., Kawasaki
(Received April 27, 1991)
(Revised July 31, 1991)

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PRN 14, 2, 16, 19, 17, 18, 20, 21, 15, 23の10衛星がアクティブとなっている（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)¹⁾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が実施された。著者らは、GPSの運用段階で実施されると考えられているSAが、GPS観測量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期間に航技研所有のGPS受信機(NAVCORE-1)によって観測データを取得した。本論文では、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とその補正法について検討している。

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（このほかに搬送波位相差が観測でき、精密測位では極めて重要であるが、本論文では扱わない）。

本章では、疑似距離、デルタ疑似距離について、その観測量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論文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(τ)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そ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。右辺が意味をもつためには、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。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。

(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3章で述べるタイムトランスファ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よい。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) 衛星はL1, L2という二つの波で信号を送信している。したがって、受信機ではおのこ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形結合 ((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 は電離層遅延補正済みの値を示す(注1)。

したがって, 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 Δt に対して, 「群遅延 (T_{GD})」³⁾ と呼ばれる補正を行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⁴⁾

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

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

(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層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 ρ 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} は対流層遅延とする。電離層, 対流層の各遅延以外に, 地球の重力場による光路の伸び (一般相対論効果)⁵⁾ があるが, GPS の場合この光路の伸びは 1 cm 台であるので航法ユーザ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) で表わす約束になっている。この基本座標系として, Fig. 1 に示すところの WGS 84 系 (World Geodetic System 1984)⁶⁾ が使用される。(11) 式の ρ を WGS 84 系で表わすと, 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⁷⁾ と呼ばれている。すなわち, 送受信アンテナの位相中心を WGS 84 系で表わ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

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

ω = WGS 84 採用の地球の平均角速度

Fig. 1 Definition of WGS 84 reference frame. The details of this frame are out of the scope of this paper, though it has been rigorously defined¹⁰⁾. Also, CTP-Conventional Terrestrial Pole, BIH-Bureau International de l'Heure (currently, IERS-International Earth Rotation Service)

(注1) 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。

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 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位相中心の位置ベクトル r_A と一致しない。したがって、 r_A を r_{SV} で表わ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⁷⁾が必要である。この補正量は大ききで約1m 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40~100m に比べて非常に改良され、現在では5m 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いえないので、放送暦を用いる一般利用者は $r_A(T_2) = r_{SV}(T_2)$ とみなして問題にならない。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 WGS84 系で表わした位置座標と関係づけられた。すなわち、

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

なお、L2 疑似距離に対しては、上式の T_{GD} を γT_{GD} に書き換える。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ほかに、マルチパス、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、モデル誤差とみなして観測雑音に含める。疑似距離観測における各種誤差因と本論文で採用した補正法を Table 1 にまとめる。

2.2 デルタ疑似距離

デルタ疑似距離はドップラー周波数を一定時間 (Δ) 積算した量を長さの単位で表わしたもので、疑似距離変化率を一定時間積分したものと等価である。したがって、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 $\Delta = 0.1$ s である。

3. 時刻同期

ここでは、GPS によって時刻同期（タイムトランスファ）を行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、本論文の目的である SA の観測に重要な役割を演ずるからである。

Table 1 Error correction method applied to GPS pseudorange data

Source of errors	Content	Correction method
1) Ephemeris error	Errors in the SV broadcast orbital elements	(Precise ephemeris ⁸⁾)
2) SV clock errors	SV clock offset from GPS time	Navigation data message ⁹⁾
3) Periodic clock errors	Clock errors due to relativity	Relativistic model ⁹⁾⁻⁹⁾
4) Group delay	Differences in the passage time of L1 and L2 signals through the SV equipment	Navigation data message (T_{GD}) ⁹⁾
5) Antenna offset	Phase center offset of SV antenna to the center of mass	(Not applied, except precise ephemeris users ⁴⁾)
6) Ionospheric delay	Time delay of RF signal through the ionosphere	GPS adopted model ⁹⁾
7) Tropospheric delay	Refraction through the troposphere	Saastamoinen ¹⁾ or Chao ¹⁰⁾ model
8) Gravitational delay	General relativistic correction to the geometric range due to the Earth's gravity ⁵⁾	(Not applied)
9) Sagnac effect	Effect of Earth rotation during signal propagation	Relativistic model ⁴⁾
10) RCVR clock error	RCVR clock offset from GPS time	Solved-for parameter
11) Multipath error	Distortion of signal characteristics by multipath propagation ¹⁾	(Not applied)
12) SA error	Artificial error to degrade navigation message	(Not applied)
13) RCVR noise	RCVR internal and thermal noise, resolution, emigration of antenna phase center, etc.	Statistic approach like Kalman filtering

Note: SV=Space Vehicle, RCVR=Receiver

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、 $r(T_3)=r$ がわ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、したがってこの量は原理的には 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。タイムトランスファでは、(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。

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

本論文では、以下のようなカルマンフィルタを使用して、 dt_3 の推定値を計算する。

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。

$$db(T)/dT = n(T) + u_b(T) \quad (17)$$

$$dn(T)/dT = -(1/T_c)n(T) + u_n(T) \quad (18)$$

ここで d/dT は (GPS タイムに関する) 時間微分を、 $n(T)$ はクロックドリフトを表わす。 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によって、 $b(T)$ および $n(T)$ を推定できる。

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 が実

施された。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 チャネル受信機¹¹⁾) によって観測を行った。すなわち、同年 4 月 13 日午前 10:45~11:25 (DAY 103) および 7 月 23 日午後 4:00~6:30 (DAY 204)、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。DAY (=Day of Year) は年初からの通算日である。特に 7 月 23 日の観測は SA の同定を目的として行ったもので、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、本論文ではこの中から、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 Fig. 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 91.0 m とする。これは、市販の 1/25,000 の地図から読み取った日本測地系に関する測地座標を座標変換式¹²⁾によって WGS 84 系へ変換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 30.3 m ($=cT_{HW}$) 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¹³⁾を目的に実施したもので、このときは 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、ほかの 2 衛星は Block I 衛星である。このデータは、SA の試験が始まって間もないときのデータという意味で興味がある。

(a) Groundtrack of each satellite pass

(b) Time history of elevation angle

Fig. 2 Satellite configuration as seen from NAVCORE-1 at Chofu (DAY 204)

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、16 m (PRN 11), 4 m (PRN 6), 2.8 m (PRN 9), 32 m (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。本稿では、URA 値が 32 m を越えるとき SA 環境にあると仮定している (URA は、測距精度が URA m より良くないことを意味する)。この理由は、URA 32 m が周知の 100 m (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 Fig. 2(b) に示す。明らかに PRN 11 の仰角が最大 ($\sim 55^\circ$) で、さらに Block I 衛星に SA の影響はないと考えられるから、PRN 11 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 (3章) 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の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 Fig. 3 に示す。この水晶時

計は、GPS タイムに対して約 0.16 s ($\sim 47,000$ 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 -8.5×10^{-7} (-70 ms/day) であることがわかる。

この計算において、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、Sagnac 効果、の各補正を行い、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 Table 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ることがわかる。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、Table 2 の () に NAVCORE-1 が計算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。

つぎに受信機の時計誤差として、PRN 11 データから上述の手順で推定した値 (Fig. 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

Fig. 3 Estimate of receiver clock errors (DAY 204)

Table 2 Typical values of magnitude of error sources (DAY 204); Figures in the parentheses show output from NAVCORE-1 (in meters)

Error source	PRN 6	PRN 9	PRN 11	PRN 14
Sagnac effect	22.3	14.6	0.1	5.2
Ionosphere	8.85 (8.96)	13.68 (13.86)	5.96 (6.03)	13.43 (13.67)
Troposphere	4.69 (4.76)	13.90 (13.88)	2.96 (3.01)	13.66 (14.10)
Antenna offset	—	—	—	—
Periodic effect	-1.2	-6.3	8.1	-1.4

の観測残差を次式によって算出した。

$$\begin{aligned} \delta PR(T_3) = & PR_m(t_3) - \{ |r(T_3) - r_A(T_2)| \\ & + d_{\text{sa}} + d_{\text{iono}} + d_{\text{trop}} \\ & + c(dt_3 - \Delta t + T_{HW} + T_{GD}) \} \end{aligned} \quad (19)$$

$$\delta DR(T_3) = DR_m(t_3) - \{ PR(t_3) - PR(t_3 - \Delta) \} \quad (20)$$

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。

まず、Block I 衛星 PRN 11, PRN 6 および PRN 9 に対する疑似距離の観測残差 δPR を Fig. 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十分小さい（もともと SA はないと考えられる）。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 σ) と合致する。PRN 6, PRN 9 に対する残差 (Fig. 4 (b) および (c)) がそれぞれ前半と後半でバイアスをもっているのは、Fig. 2 (a), (b)に見るように両衛星の仰角の変化とよく対応し、電離層の補正誤差の影響が現れていると考えられる。

これに対して、Block II 衛星 PRN 14 に対する残差 δPR は、Fig. 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 (~4,400 s) におけるピークは約 130 m, RMS 値は 53.5 m である。

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 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。Fig. 5(a)は (補正残差を含めた) SA による疑似距離誤差の時間変化を与える。明らかに Fig. 4(d)の雑音が平滑化されている。また、Fig. 5(b)から時定数 (または自己相関時間) としてほぼ 400 s という結果が得られる。

同様にデルタ疑似距離の残差 δDR を 4 衛星について、Fig. 6 に示す。これは同様に PRN 11 データを用いて推定した受信機の時計誤差 (Fig. 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

(a) PRN 11

(c) PRN 9

(b) PRN 6

(d) PRN 14

Fig. 4 Pseudorange residual (DAY 204)

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 (1σ) に比べて、かなり小さい。他方、Fig. 6 (d) に示すように Block II 衛星 PRN 14 に対するデルタ疑似距離観測量には、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 10 cm (1σ) 以下であるから、航法精度におよ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 (PRN 12), 32 m (PRN 16), 32 m (PRN 17) となっているから、Block II 衛星の PRN 16, 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、PRN 12 の仰角が最大 ($\sim 64.5^\circ$) かつ Block I 衛星であるから SA はないと考えられるから、PRN 12 に対する疑似距離およびデルタ疑似距離データのみ用いて、受信機アンテナの位置座標を既知として、GPS 時刻に対

(a) Pseudorange residual

(b) Time constant

Fig. 5 Estimate of pseudorange residual (PRN 14)

(a) PRN 11

(c) PRN 9

(b) PRN 6

(d) PRN 14

Fig. 6 Delta-pseudorange residual (DAY 204)

する受信機の時計誤差をカルマンフィルタによって推定した。

つぎに受信機の時計誤差として PRN 12 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 δPR を算出した。Fig. 7(a), (b) は Block I 衛星 PRN 12 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 5.7 m (PRN 12), 11.8 m (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 はないと考えてよい)。他方、Block II 衛星 PRN 16, PRN 17 に対する距離残差は Fig. 7(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

($\sim 2,300$ s) におけるピークは約 100 m, 振幅の分散 (RMS) はそれぞれ 53.7 m および 31.5 m 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。

4.4 解析結果のまとめ

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 Table 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ほかと異なって距離誤差が異常に大きい。その RMS 誤差は 30 $\sim$ 50 m 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 0 m, RMS 誤差 30 m) 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

(a) PRN 12

(b) PRN 9

(c) PRN 16

(d) PRN 17

Fig. 7 Pseudorange residual (DAY 103)

Table 3 Summary of pseudorange residuals

	DAY 204				DAY 103			
	PRN 6	PRN 9	PRN 11	PRN 14	PRN 9	PRN 12	PRN 16	PRN 17
Mean (m)	-4.8	5.5	1.9	40.7	-4.3	-0.6	-51.0	-26.5
s.d.* (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
Time constant**(s)	—	—	—	385	—	—	347	246

* RMS about mean

** Assuming a first-order Markov process

いたと考えられる。SA の推定結果 (Fig. 5(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 s 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。

5. おわりに

SA 実施期間に航技研所有の GPS 受信機 NAV-CORE-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、および統計的性質などについて以下の知見を得た:

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まった Block II 衛星とが混在する衛星配置になっているが、そのうちいわれているように Block I 衛星のうちのある衛星には SA 誤差はまったく入っていないかった、そして Block II 衛星にのみ SA が疑似距離、デルタ疑似距離ともにかけられていた、

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 30~50 m 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 s 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 1.4 cm (公称精度 10 cm) であり、航法への影響は無視してよい、

30 m の疑似距離誤差は水平方向の測位精度 100 m (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 すなわ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。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。

参考文献

- 1) 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), 228, 日本測量協会 (1989)
- 2) T. Jones: NAVSTAR Global Positioning System—Status and Update, Proc. of 5th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, I, Las Cruces, New Mexico, 28/61 (1989)
- 3) A. J. Van Dierendonck, S. S. Russell, E. R. Kopitzke

and M. Birnbaum: The GPS Navigation Message, Navigation, 25-2, 147/165 (1978)

- 4) N. Ashby: Relativistic Effects in the Global Positioning System (Unidentified Source)
- 5) H. Landau: Zur Nutzung des Global Positioning Systems in Geodäsie und Geodynamik: Modellbildung, Software-Entwicklung und Analyse, Heft 36, 50, Neubiberg (1988)
- 6) Department of Defense World Geodetic System 1984, DMA Technical Report 8350-2-B, The Defense Mapping Agency (1987)
- 7) S. Malys and M. J. Ortiz: Geodetic Absolute Positioning with Differenced GPS Carrier Beat Phase Data, Proc. of 5th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, I, Las Cruces, New Mexico, 487/499 (1989)
- 8) M. Murata, T. Yamamoto and Y. Hamada: Experiments of GPS Satellite Orbit Determination Using Pseudorange Data, J. of the Geodetic Society of Japan, 37-1, 31/43 (1991)
- 9) 山崎, 藤本, 青木: 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)
- 10) 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)
- 11) 村田, 小野, 石川, 出口: 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資料, 77/84 (1989)
- 12) 新美幸夫: WGS84 について—WGS72 の WGS84 への変換—, 時小委員会資料, 110 (1987)
- 13) 張替, 前田, 小野, 石川, 村田, 新宮: 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, 140/143 (1990)
- 14) 村田, 張替: 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, 航技研報告, TR-1105 (1991)

【著者紹介】

村田 正秋 (正会員)

1969 年, 京都大学大学院工学研究科修士課程 (数理工学) 修了。同年, 航空宇宙技術研究所入所。1980 年, 米国テキサス大学 (オースティン) 大学院博士課程 (宇宙工学) 修了。現在, 制御部計測研究室長。衛星測地学, 宇宙航空航行学, 軌道力学などの研究に従事 (Ph. D.).

張替 正敏 (正会員)

1987 年, 東京大学大学院航空学専門課程卒業。同年 (株) 東芝入社。現在, 小向工場, 宇宙開発技術第 4 部誘導システム担当主務。宇宙用 GPS 受信機, ランデブ・ドッキング航法システム, 複合航法システムなどの開発に従事。