

修士学位論文
GPS 単独測位の高精度化
に関する研究

平成 17 年度
(2005 年 9 月)

東京海洋大学大学院
海洋科学技術研究科
海運ロジスティクス専攻
喬 耘

GPS 単独測位の高精度化に関する研究

目次

第 1 章	序論	1
1.1	研究の背景	
1.2	研究の目的	
第 2 章	通常の GPS 単独測位	3
2.1	GPS の概要	
2.2	単独測位原理	
2.3	誤差要因	
2.4	データ解析	
2.5	まとめ	
第 3 章	GPS 単独測位の高精度化	16
3.1	GPS 精密軌道情報	
3.2	GPS 精密衛星時計	
3.3	全地球電離層電子分布図(GIM)	
3.4	気象パラメータによる対流圏モデル	
3.5	一周波単独測位と Differential Code Biases(DCBs)	
3.6	キャリアスムージング	
3.7	まとめ	
第 4 章	単独測位実験と考察	43
4.1	二周波受信機による単独測位	
4.2	リアルタイム単独測位実験結論	
第 5 章	結論	48
5.1	総括	
5.2	今後の課題	

第 1 章 序論

1.1 研究の背景

単独測位は GPS の開発が構想されて以来の主目的であって、1 秒以下の測定時間で、位置を 3 次元的に、数十メートル程度の精度で実時間的に決定する。しかしながら、エフェメリスによる衛星の位置誤差、衛星時計誤差、対流圏遅延、電離層遅延、マルチパス影響などの誤差要因は存在するために、SA(Selective Availability)が解除されている現在でも、この数十メートル程度の精度は単独測位の限界となっている。測量分野などのより高い精度が要求される場合に、単独測位により位置を求めることはできないため、DGPS、RTK、ネットワーク RTK などの測位技術が開発されている。これらの技術は、移動局と基準局の空間相関特性によって誤差相殺できることに基づき、正確の位置が既知である基準局を設置する必要があり、基準局の補正情報などを利用しなくてはならない。言い換えれば、基準局の設定、移動局と同時に観測、何らかの通信方式、基線長の制限などは DGPS の技術の不便なところである。

精密単独測位は最近数年にわたって注目されつつある。IGS によって提供される GPS 関連成果の精密軌道情報、精密衛星時計、全地球電離層電子分布の利用によって、単独測位でサブメートル程度(コード方式)からセンチメートル程度(搬送波位相方式)の測位精度が得られる。結果として、DGPS 技術に不可欠の基準局観測、補正データ転送などの制限がなくなり、広い範囲かつリアルタイムに高精度測位が可能になるのである。

1.2 研究の目的

本研究は、GPS 単独測位の精度を向上させる目的として、以下の GPS の誤差要因について改良を試みる。

- SP3 フォーマットの GPS 衛星の精密軌道情報の利用による衛星位置誤差の削減。
通常、単独測位では衛星から放送される軌道情報を用いて測位計算を行うが、放送暦の誤差は測位誤差の大きな要因となる。本研究では、放送暦の代わりに IGS によって提供される GPS 衛星精密軌道情報が測位計算に使用される。SP3 フォーマットの軌道情報に 15 分間隔の衛星三次元位置が記述されるため、観測時刻に応じる内挿アルゴリズムを紹介し、比較、検討する。改善後の測位計算の結果を示し、考察する。
- GPS 衛星の精密時計(RINEX Extensions to Handle Clock Information フォーマットと SP3 フォーマット)の利用による衛星時計誤差の削減。
GPS 衛星航法メッセージによるもう一つの大きな測位誤差要因は衛星時計の誤差である。本研究は、GPS 衛星精密時計補正データを用い、衛星時計を補正し、単独測位を

行う。GPSの精密衛星時計の時間間隔として、15分間、5分間、30秒間の三種類とあげられるが、観測時刻に応じてそれぞれを内挿した結果を提出し、比較する。また、改善後の測位計算の結果も示し、考察する。

- IONEXフォーマットの全地球電離層電子分布図(Global Ionosphere Maps、略称GIM)の利用による電離層誤差の削減。

電離層は、GPS測位において無視することの出来ない大きな誤差要因である。二周波受信機を用いる場合に、電波が電離層を通過する時の屈折率は周波数に依存する特性によって、電離層遅延量を正確に推定できるが、低価の一周波受信機の場合はこの推定方法を適用できない。本研究は、全地球電離層電子分布図を用いて、電離層誤差の推定を試す。その後、単独測位の結果も示し、考察する。

- そのほかの単独測位の誤差に関する改良。

対流層による遅延量は電離層による遅延量よりその絶対値が小さいが、周波数に依存しないため、複数の周波数を用いて除去することができない。ここで、気象観測値から対流層天頂遅延の推定と経験的なマッピング関数によって、対流層誤差を減少させる。電離層電子分布図の副産品のDifferential Code Biasesは測位計算に対する影響も示し、議論する。

また、二つの解析試験を行い、結果に基づき議論する。

- 二周波受信機を利用する単独測位において、電離層遅延を二周波により推定するほか、改良アルゴリズムを用いる。測位結果を示し、考察する。
- リアルタイム単独測位について調査する。精密衛星軌道と時計、全地球電離層電子分布図(GIM)のいずれに対しても、予測データより計算を行なう。測位結果を示し、考察する。

第2章 通常の単独測位

2.1 GPS の概要

GPS (Global Positioning System ; 全世界的測位システム) は人工衛星による位置決定システムである。1970 年代の初頭に米国国防総省 DOD (Department of Defense) により地球上でいつでもどこでも実時間の連続測位が可能なシステムを目指し開発が開始された。1974 年 7 月に最初の NAVSTAR (Navigation System with Time and Ranging) 衛星が打ち上げられ、1993 年 12 月には実質的に完全運用状態になった。しかし、この時点では試験段階のブロックと呼ばれる実験機を含めて 24 衛星以上で配置されていた。ブロックと呼ばれる実用機に全衛星が代わり、本格的な完成が達成されたのは 1995 年である。

2000 年 5 月 2 日 13 時 (JST) まで SA (Selective Availability) と呼ばれる測位精度を劣化させる操作がなされていた。その精度は単独測位では水平方向で約 100m であった。測位精度を上げるために種々の補正システムが世界中で運用されている。現在 GPS 測位の測位精度は SA が解除され、受信機、アンテナ等の周辺機器の進歩により大幅に改善されている。

GPS と類似している衛星航法システムには旧ソ連が開発し、現在ロシア連邦が運用している GLONASS (Global Navigation Satellite System) がある。また欧州が開発を行っている GALILEO があり、我が国においても準天頂衛星の運用が計画されている。

衛星数	4 機 × 6 軌道 = 24 機
軌道半径	約 26,561m
周回周期	約 11 時間 58 分 2 秒 約 0.5 恒星時
軌道傾斜角	55°
設計寿命	7.5 年

搬送波周波数	L1 = 1,575.42MHz (154 × 10.23MHz) L2 = 1,227.6MHz (120 × 10.23MHz)
コードの種類	ゴールド符号

測地系	WGS-84
-----	--------

表 2.1 GPS 衛星の主要緒元

表 2.1 に GPS 衛星の主要緒元を記す。GPS 衛星は高度約 20,000km の軌道を周回している。軌道面は赤道からの傾斜角 55° と各軌道間隔 60° の全てで 6 軌道ある。各軌道に 4 機の衛星が設置されており、計 24 衛星で運用するとされている。軌道上には予備衛星が 1 機配置

できるようになっており、現在（2005年6月）では、30機のGPS衛星が使用可能である。各衛星は約11時間58分2秒（0.5恒星日）で軌道を1周し、一年で同じ配置に戻るよう制御されているようである。実際には衛星軌道は随時変更されており完全には決定していない。衛星の軌道は2mの範囲で地上のモニター局で管理されており、2時間間隔で更新される高精度の軌道情報（Ephemeris）を30秒周期で対応した衛星が放送している。GPS衛星（ブロック / A）の設計寿命は7.5年とされている。各衛星は10.23MHzの基準発信機を搭載しており、154倍のL1 = 1575.42MHzと120倍のL2 = 1227.6MHzの2周波の右旋円偏波を全地球に向けて送信している。信号は全衛星同一の周波数を用いてC/AコードとPコードとともに衛星ごとに異なるゴールド符号と呼ばれる擬似ランダム雑音（PRN：Pseudo Random Noise）でBPSK（Bi-Phase Shift Key；2相位相変調）変調されている。具体的にGPS衛星からコードに載せられて送信されるデータは、衛星軌道情報（Ephemeris）、衛星時計の補正值、電離層補正パラメータ、全衛星の位置情報（almanac）等である。

衛星の軌道要素などにはWGS84（World Geodetic System）の測地系が用いられている。WGS84は米国の（DMA：Defense Mapping Agency）が、米国と世界各国が測定した色々な測量結果を用いて1984年に決定した世界規模の測地系である。

GPSではGPSタイムと称する固有の時刻が管理され、この時刻の下に運用されている。各衛星には10⁻¹³の安定性を持つセシウム原子時計と、幾分精度が劣る予備のルビジウム原子時計が各々2基搭載されている。この原子時計の時刻は地上の管制システムで管理し、補正情報を高精度軌道情報と同様に対応衛星から放送している。GPSタイムは1秒単位で1週間でゼロに戻り、週数は10ビットで計数されている。従って、1024週でゼロに戻る。世界の標準時刻としてはUTC（協定世界時：Coordinated Universal Time）が知られているが、これとの違いも管理されている。また衛星の時計が刻む時刻の進みが、衛星位置の重力ポテンシャルの違いで生ずる相対論的効果で変化し、この変化も含めた時刻補正情報が管理されている。そして、これらの情報は航法データとして送信される。

2.2 単独測位原理

2.2.1 測位原理

GPS衛星による単独測位は、GPSでもっとも基本的な利用方法であり、単純な原理である。GPSでは、WGS-84座標系により経度、緯度および高さが計算されるようになっている。単独測位を行うために必要なパラメータは2種類しかない。一つ目は、ある時刻の衛星の位置、二つ目は、衛星と衛星信号を受信しているアンテナ（測位位置）間の距離である。特に二つ目のパラメータを擬似距離（pseudo range）と呼ぶ。ある時刻に1機のGPS衛星の衛星位置と擬似距離が測定されたとする。このとき測位位置は衛星位置を中心とし擬似距離を半径とする球面上に存在することになる。しかしこのままでは球面上のどこに測位位置が存在しているか知ることができない。そこで複数の衛星のパラメータを同時に測定する。各衛星につ

いて球面を考えることができる。測位位置は各衛星とも同位置であるので各球面の交点として求めることができる。具体的には2機の衛星を用い、2つの球面が交わるとその交線は円となる。3機目の衛星の球面を用い、その2機の交線の円と交差する点が測位位置となる。当然この交点は2箇所できることになるが、通常測位位置の概略はわかっていて2箇所の交点のうちどちらが正しい測位位置か知ることは容易であり、このことが問題なることはほとんどない。

以上のことから、原理的には3機のGPS衛星を用いることで測位位置を求めることができることになる。これは数学的に測位位置を表現する3次元座標の成分(x, y, z)の3つの未知数を求めるために、3つの方程式が必要であることに対応している。

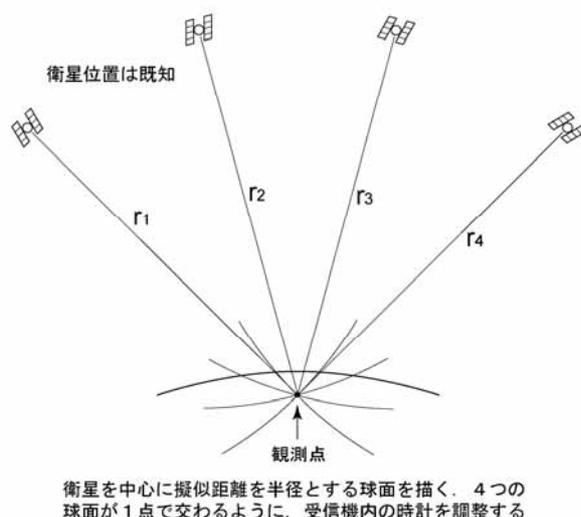


図 2.1 単独測位の概念図

未知量は受信点の3次元位置と時計誤差の計4つである。衛星を中心に擬似距離を半径とする球面の交点求める位置である。このとき、時計誤差に相当する量だけ、各擬似距離は等しく補正されている。

しかしながら、実際の単独測位を行うとき3機の衛星からできる3つの方程式では測位位置を求めることができない。それは擬似距離の測定に問題があるからである。擬似距離は、衛星から信号を送信した時刻と測位位置のアンテナがその信号を受信した時刻との時刻差(電波伝搬時間)に光速を乗ずることにより測定する。この測定方法では衛星が搭載している時計と測位位置の受信機内の時計が完全に一致、同期していなければ、正確な距離を求めることができない。衛星が搭載している時計はセシウム原子時計であり、正確に時刻を刻む。一方、受信機内の時計は衛星時計と比較して精度が悪く、2つの時計は一致、同期していない。受信機内の時計の誤差は測定した全ての衛星に対して等しいので1つの未知数と考える。3次元座標の成分(x, y, z)の3つの未知数と受信機内の時計の誤差を求めることになるので、実際単独測位を行うためには図2.1のように最低4機の衛星を同時に観測し、4つの方

程式を作成する必要がある。

単独測位の精度は、SAが発動されていた時期は民間の利用者は水平方向で約100mであったが、SAが解除された後は10m程度が保障されている。

2.2.2 計算方法

単独測位計算は受信機で測定された各衛星位置と擬似距離をもとにして行う。4個のGPS衛星の位置は、軌道情報から計算される。位置表現に用いられている3次元直行座標系は、ECEF (Earth Centered Earth Fixed) と呼ばれ、地球の中心を原点、地球自転軸に沿って北方向を正方向とするZ軸、グリニジ子午面と赤道面との交点方向にX軸、これら2軸と右手系をなすようにY軸を選ぶものである。

測位を行うために、測定点の位置座標を (x, y, z) とする。また信号を送信した時刻の j 番衛星の位置座標を (X_s^j, Y_s^j, Z_s^j) とする。衛星-測定点間の正確な距離 ρ^j は、

$$\rho^j = \sqrt{(X_s^j - x)^2 + (Y_s^j - y)^2 + (Z_s^j - z)^2} \quad (2.1)$$

と表される。単位はメートルである。しかし受信機の時計誤差 dT が ρ^j に加わっているため、測定された擬似距離 P_{Li}^j は、

$$P_{Li}^j = \sqrt{(X_s^j - x)^2 + (Y_s^j - y)^2 + (Z_s^j - z)^2} + dT \quad (2.2)$$

と表される。 j 番衛星の位置 (X_s^j, Y_s^j, Z_s^j) と擬似距離 P_{Li}^j は既知であるため、式(2.2)の未知数は測定点位置座標と時計誤差の4つとなる。4衛星の信号を同時刻に受信し、式(2.2)を4つ以上得ることができれば未知数を解くことが可能である。

式(2.2)は二乗や平方根があるため容易に解くことができない。そこで未知数を近似値と補正量の和であらわし、式をその補正量について展開する。さらに補正量を微小であると仮定し、2次以上の項を無視して式の線形化を行う。以上により補正量についての連立1次方程式となる。未知数の初期値を適当に与え、逐次近似計算法により、補正量が十分小さくなるまで計算を繰り返すことで、未知数を容易に求めることができる。

n 回目の繰り返し計算後の測定点位置座標を (x_n, y_n, z_n) とする。ここで n ($n=0, 1, 2, 3, \dots$) は計算回数を表し、 $n=0$ は未知数の初期値とする。このときの j 番衛星の近似距離 r_n^j は次式のように表される。

$$r_n^j = \sqrt{(X_s^j - x_n)^2 + (Y_s^j - y_n)^2 + (Z_s^j - z_n)^2} \quad (2.3)$$

近似距離 r_n^j と実際に測定された擬似距離 P_{Li}^j に対しての残差 δr_n^j は、

$$\delta r_n^j = P_{Li}^j - r_n^j \quad (2.4)$$

として求められる。 x_n, y_n, z_n をこの残差分に相当する分だけ修正すれば、正しい解に近づくことができる。このためには、近似距離 r_n^j の x_n, y_n, z_n による偏微分

$$\frac{\partial r_n^j}{\partial x} = \frac{Xs^j - x_n}{r_n^j}, \quad \frac{\partial r_n^j}{\partial y} = \frac{Ys^j - y_n}{r_n^j}, \quad \frac{\partial r_n^j}{\partial z} = \frac{Zs^j - z_n}{r_n^j} \quad (2.5)$$

を用いる。 x_n, y_n, z_n の補正量を $\delta x_n, \delta y_n, \delta z_n$ とすると

$$\delta r_n^j = \frac{\partial r_n^j}{\partial x} \times \delta x_n + \frac{\partial r_n^j}{\partial y} \times \delta y_n + \frac{\partial r_n^j}{\partial z} \times \delta z_n + dT \quad (2.6)$$

が得られる。これで連立1次方程式を得られたので、補正量を計算する。求められた補正量を使用して次式のように未知数を更新する。

$$\begin{aligned} x_{n+1} &= x_n + \delta x \\ y_{n+1} &= y_n + \delta y \\ z_{n+1} &= z_n + \delta z \end{aligned} \quad (2.7)$$

以上の計算を補正量が十分小さくなるまで繰り返し行うことで、測定点位置座標 (x, y, z) と受信機の時計誤差が求められる。取り扱いを容易にするために、方程式を行列で表現する。

ここで $\alpha_n^j = \frac{\partial r_n^j}{\partial x}$, $\beta_n^j = \frac{\partial r_n^j}{\partial y}$, $\gamma_n^j = \frac{\partial r_n^j}{\partial z}$ とすると(2.6)式は、

$$\begin{pmatrix} \delta r_n^1 \\ \delta r_n^1 \\ \delta r_n^1 \\ \vdots \\ \delta r_n^j \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_n^1 & \beta_n^1 & \gamma_n^1 & 1 \\ \alpha_n^2 & \beta_n^2 & \gamma_n^2 & 1 \\ \alpha_n^3 & \beta_n^3 & \gamma_n^3 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_n^j & \beta_n^j & \gamma_n^j & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ dT \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

と表すことができる。ここで

$$W = \begin{pmatrix} \delta r_n^1 \\ \delta r_n^1 \\ \delta r_n^1 \\ \vdots \\ \delta r_n^j \end{pmatrix}, A = \begin{pmatrix} \alpha_n^1 & \beta_n^1 & \gamma_n^1 & 1 \\ \alpha_n^2 & \beta_n^2 & \gamma_n^2 & 1 \\ \alpha_n^3 & \beta_n^3 & \gamma_n^3 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_n^j & \beta_n^j & \gamma_n^j & 1 \end{pmatrix}, \delta X = \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ dT \end{pmatrix} \text{ とする。}$$

式(2.8)は、

$$W = A \cdot \delta X \quad (2.9)$$

となる。両辺に A の転置行列を掛けると、

$$A^T \cdot W = A^T \cdot A \cdot \delta X \quad (2.10)$$

となる。次に両辺に A と A の転置行列をかけた行列の逆行列をかけると、

$$\delta X = (A^T \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot W \quad (2.11)$$

となり補正量 $\delta x, \delta y, \delta z, dT$ を求めることができる。

2.3 誤差要因

2.3.1 観測方程式

GPS 単独測位は衛星と測定点間の距離を測定することにより行う。二周波 GPS 受信機を使う場合、 $L1$ 帯と $L2$ 帯において測定された擬似距離は

$$P_{Li} = \rho + c(dt - dT) + d_{orb} + d_{trop} + d_{iono} + d_{mult} + \varepsilon(P_{Li}) \quad (2.12)$$

と表すことができる。ここで、

P_{Li}	Li 帯における擬似距離
ρ	衛星と受信機の真距離
c	光速
dt	衛星時計誤差
dT	受信機時計誤差
d_{orb}	衛星位置誤差
d_{trop}	対流圏遅延
d_{iono}	電離層遅延
d_{mult}	マルチパス誤差
$\varepsilon(.)$	受信機雑音

まず、衛星位置誤差、衛星時計誤差、対流圏遅延、受信機時計誤差は周波数に依存しないことが明らかである。同じの衛星に対して、これらの誤差は $L1$ 帯と $L2$ 帯において一致である。一方、電離層遅延は周波数に依存するもので、周波数の二乗に逆比例している。また、コード測位における受信機雑音は、通常に 1%チップレートにより小さく、C/A コードの場合に 3メートル、P コードの場合に 0.3メートル以下である。

2.3.2 衛星位置誤差

GPS 衛星が軌道における真位置と測位計算に使われる位置のずれは衛星位置誤差という。このずれは、along-track, cross-track, radial 三つの軌道コンポーネントに分けられる。通常の場合、測位計算に及ぼす誤差について、以下の特徴がつけられる。

- 地平線以下に衛星が存在しないため、高さ方向の誤差は相対的に大きい。
- 衛星軌道は傾斜角 55° の軌道面において回っているため、特に赤道区域にとって、経度方向の誤差は緯度方向により小さい。
- 単独測位に及ぼす衛星位置誤差は
Position error = PDOP * Orbit error と表すことができる。

GPS 衛星軌道情報は地上の制御部で監視されて正確に予測され、各衛星に送られる。衛星は航法メッセージとして軌道情報を地上に放送しているが、数メートルから十数メートルの誤差を避けることはできない。GPS 衛星軌道情報をエフェメリスデータと呼ばれている。エフェメリスは各衛星とも約 2 時間で更新され、更新されてから時間の経過とともに信頼度が低下する。

2.3.3 衛星時計誤差

GPS 衛星には、時刻同期用の正確な発信機としてセシウム原子時計が搭載されている。精度は 10^{13} 程度といわれているが、1 日の間には 10^8 秒程度の時刻誤差を生じる。距離に換算すると約 6m であるため補正を行わなければならない。地上のモニター局の受信機で、時計の同期誤差を連続的に監視し、1 日に 1 度は時計の補正データを各衛星に送信して、航法メッセージの 1 部として衛星が送信している。

送信される GPS 衛星クロック補正係数 $a_{f0}, a_{f1}, a_{f2}, t_0$ は衛星が送信してくる時刻を補正するために用いられる。衛星クロック補正值 δt は、

$$\delta t = a_{f0} + a_{f1}(t - t_0) + a_{f2}(t - t_0)^2 \quad (2.13)$$

で与えられる。ここで t は対象とする時刻、 t_0 は元期(基準時刻)、 a_{f0} は時刻のオフセット、 a_{f1} は原子周波数標準の周波数の変化率である。補正により時刻の誤差は $7ns(2.1m)$ 以下に抑えられる。セシウム発信機は短期間には安定した挙動を示すから、衛星クロック誤差は周期の長いバイアス性の成分となる。

2.3.4 電離層遅延

電離層は、地上 100km 付近から 1000km にまで及んでいる大気層であって、希薄な大気分子が太陽からの赤外線によって電子とイオンに解離している。質量が小さく外界の電界によって振り回されやすい電子が、電波の伝播、特にスピードに大きく影響を与えるので、測定された疑似距離に伝播遅延を引起し、単独測位の精度を下げる。

一周波受信機を用いる場合に、Klobuchar モデルにより電離層遅延量が補正するのが一般的である。これは、GPS 衛星から送信される航法メッセージ中にある 8 つの電離層パラメータを利用して、電離層遅延量を推定する方法であり、Broadcast model とも言う。この方法により電離層遅延の 50%(RMS 誤差)が削減され、次式で与えられる。

$$T_{iono} = \left\{ \begin{array}{l} F * \left[5 * 10^{-9} + (AMP \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right), |x| < 1.57) \right] \\ F * (5 * 10^{-9}) \end{array} \right\} \text{(sec)} \quad (2.14)$$

$$d_{iono} = T_{iono} * c$$

電離層の日変化は複雑な形をしているが、この式により 5ns の一定値と地方時(現地時間)14 時にピークを持つ余弦関数の正の部分との組み合わせた曲線で単純化する。ここで、 T_{iono} は L1 帯における遅延量であり、 $\lambda = \left(\frac{f_1}{f_2} \right)^2$ を乗じて、L2 帯における遅延量となる。また、

$$AMP = \left\{ \begin{array}{l} \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n, AMP \geq 0 \\ if \ AMP < 0, AMP = 0 \end{array} \right\} \text{(sec)}$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50400)}{PER} \quad \text{(radians)} \quad (2.15)$$

$$PER = \left\{ \begin{array}{l} \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_m^n, PER \geq 72000 \\ if \ PER < 72000, PER = 72000 \end{array} \right\} \text{(sec)}$$

$$F = 1.0 + 16.0 [0.53 - E]^3$$

ここで $\alpha_n, \beta_n (n=0,1,2,3)$ は衛星から放送されるパラメータである。磁気緯度 ϕ_m は、次式のよ
うに算出される。

$$\begin{aligned}
\phi_m &= \phi_i + 0.064 \cos(\lambda_i - 1.67) \quad (\text{semi-circles}) \\
\lambda_i &= \lambda_u + \frac{\psi \sin A}{\cos \phi_i} \quad (\text{semi-circles}) \\
\phi_i &= \begin{cases} \phi_u + \psi \cos A (\text{semi-circles}), |\phi_i| \leq 0.416 \\ \text{if } \phi_i > +0.416, \text{ then } \phi_i = +0.416 \\ \text{if } \phi_i < -0.416, \text{ then } \phi_i = -0.416 \end{cases} \quad (\text{semi-circles}) \quad (2.16) \\
\psi &= \frac{0.0137}{E + 0.11} - 0.22 \quad (\text{semi-circles}) \\
t &= \begin{cases} 4.32 * 10^4 \lambda_i + \text{GPS time}, (0 \leq t < 86400) \\ \text{if } t \geq 86400, \text{ then } t = t - 86400 \\ \text{if } t < 0, \text{ then } t = t + 86400 \end{cases} \quad (\text{sec})
\end{aligned}$$

ここで、

E	衛星仰角 (semi-circles)
A	衛星方位角 (semi-circles)
ϕ_u	測定点 WGS-84 における緯度 (semi-circles)
λ_u	測定点 WGS-84 における経度 (semi-circles)
GPS time	観測時刻 (sec)
t	現地時刻 (ローカルタイム)
ϕ_i	電波と電離層が交わる点の緯度 (semi-circles)
λ_i	電波と電離層が交わる点の経度 (semi-circles)
ψ	測定点位置と電波が電離層を交わる位置の地心角 (semi-circles)

すべての角度の単位は semi-circles であるが、ラジアンから を割るだけで変換できる。

二周波受信機を利用する場合に、電波が電離層を通過する時の屈折率は周波数に依存する特性に基づき、電離層遅延量を正しく除去することができる。L1 帯の擬似距離の遅延量は次式のように与えられる。

$$I_{L1,P} = \frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} (P_{L2} - P_{L1}) \quad (2.17)$$

しかしながら、式(2.17)で求められた電離層遅延量には著しく雑音が含まれてしまうため、搬送波位相測定値を利用して雑音を排除しなくてはならない。搬送波位相測定値に非常に雑音小さいが、整数不定性分が含まれる。ハッチフィルタリングというアルゴリズムはこの問題を回避する一つの方法である。

$$\hat{I}_{P_{k+1}} = \frac{M-1}{M} \left[\hat{I}_{P_k} + (I_{\phi_{k+1}} - I_{\phi_k}) \right] + \frac{1}{M} I_{P_{k+1}} \quad (2.18)$$

$I_{\phi_{k+1}}, I_{\phi_k}$ は現観測時刻と前観測時刻の搬送波位相測定値により推定された電離層遅延量であ

る。L1帯における遅延量は次式から求められる。

$$I_{L1,\phi} = -\frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2}(\lambda_2\phi_{L2} - \lambda_1\phi_{L1}) \quad (2.19)$$

$I_{P_{k+1}}$ は現観測時刻の擬似距離により推定された電離層遅延であり、式(2.17)で与えられる。
 \hat{I}_{P_k} は前観測時刻までのハッチフィルタによる電離層遅延量の推定値である。Mは平均化定数と呼ばれ、平均化に使用する測定回数である。Mの値を設定することでフィルタリングの能力を調節できる。

2.3.5 対流圏遅延

GPS 信号は乾燥空気および水蒸気から構成される地球大気の下層部分(主に対流圏に存在する)によっても屈折される。対流圏は電離層とは異なり、GPS 信号に対して分散性を持たない(つまり、屈折率は信号の周波数に依存しない)。対流圏遅延量は衛星の仰角と測定点の位置に依存するものだけではなく、大気圧、温度、湿度、水蒸気分圧などにも左右される。したがって、L1帯とL2帯における擬似距離と搬送波位相の遅延量はGPS 測定値から推定することができなく、すべて経験モデルに頼らなければならない。

普通のGPS 受信機で気圧、温度を知ることができなく、単独測位の精度では、衛星の仰角をもとに次の簡単化された式で補正を加えるだけで大きな誤差はない。

$$d_{trop} = \frac{2.47(1 - 2.3 \times 10^{-5}h)^5}{\sin E + 0.0121} \quad (2.20)$$

ただし、Eは衛星の仰角であり、hは測定点の高さである。

2.3.6 受信機雑音

コードと搬送波位相測定値は受信機雑音と呼ばれるランダムな測定雑音によって影響を受けている。受信機雑音とは、信号に関係なく、GPS 帯域において、アンテナで受信される電波による放射をすべてカバーしている広い意味の言葉であり、アンテナ、増幅器、ケーブル、受信機からの雑音、マルチアクセル雑音、量子化雑音のことである。

コード測量における雑音は受信機の構造による変化するが、大体の場合コード長の0.03%から1.0%の範囲で、C/Aコードにおいて0.1mから3mの程度である。それに対して、搬送波位相における雑音は非常に小さく0.3cm程度である。

2.3.7 マルチパス

マルチパスとは、二つ以上の経路を通してアンテナに到達する信号の現象のことである。典型的に、アンテナは直接の信号視線方向と周辺の建物や地表から反射される一つ以上の反射波を受信している反射信号は、たいてい直接信号よりも遅延しており、強度も弱まってい

る。これ以後のコードと搬送波位相測定値は、受信された信号を全て加算したものとする。マルチパスによる距離測定値誤差は、反射信号の強さと直接信号に対する反射信号の遅延に依存している。マルチパスは、コードと搬送波測定値の両方に影響するが、その誤差の大きさは著しく異なる。

理論上に L1 帯の擬似距離におけるマルチパス誤差は最大に C/A コードのチップ長の半分で 150m であり、典型的に 1m から 5m 以上に及ぶことがある。搬送波位相におけるマルチパス誤差は波長の 1/4 を超えることがなく、1cm ~ 5cm が普通である。

マルチパス誤差の影響を避けるには、以下の対策が有効である。

- なるべくマルチパスのない環境を選択する。
- マルチパス影響の受け難いアンテナを使用する。
- マルチパス誤差を軽減する機能のある受信機を使用する。
- 低い仰角の衛星ほどマルチパス誤差が大きいため、測位計算から除く。
- 単独測位においてキャリアスモーキングされた擬似距離を使う。

2.4 データ解析

2.3 節で示された単独測位の計算方法及び誤差の補正方法を用いて、実観測データの解析を行う。国土地理院にインターネット上で提供される電子基準点のデータを使用する。電子基準点とは、全国約 1,200 ヶ所に設置された GPS 連続観測点のことである。位置は正確に測定されているため、測位精度を便利に評価できる。本解析で使ったデータは表 2.2 の通りである。

場所	電子基準点(東京都足立区)	
日付	2005 年 5 月 1 日	
時間	00:00:00 ~ 23:59:30	
エポック間隔	30 秒	
ECEF 座標	X	-3957464.0204
	Y	3342799.7944
	Z	3708460.9848

表 2.2 解析データの概要

また、低価の一周波受信機も考慮し一般化するために、電離層遅延量は 2.3.4 で紹介された Klobuchar モデルにより推定する。衛星仰角マスクは 10 度とする。単独測位の結果を図 2.1 に示す。図 2.1a により測位結果の水平方向の誤差が直観的に示され、横軸は経度方向の誤差であり、縦軸は緯度方向の誤差である。図 2.1b により時系列の経度、緯度、高さ方向の誤差がそれぞれ示され、横軸は GPSTIME である。以下に特に記載がない限り、測位の結果が

同じような図に示されることとする。図からわかるように、水平の誤差より高さ方向の誤差の方が大きいのである。この原因として、電離層、対流圏による遅延は測定された擬似距離に誤差を与え、主に測位結果の高さ方向に大きな誤差が反映されることが考えられる。次に、表 2.3 に誤差の平均と標準偏差が示される。

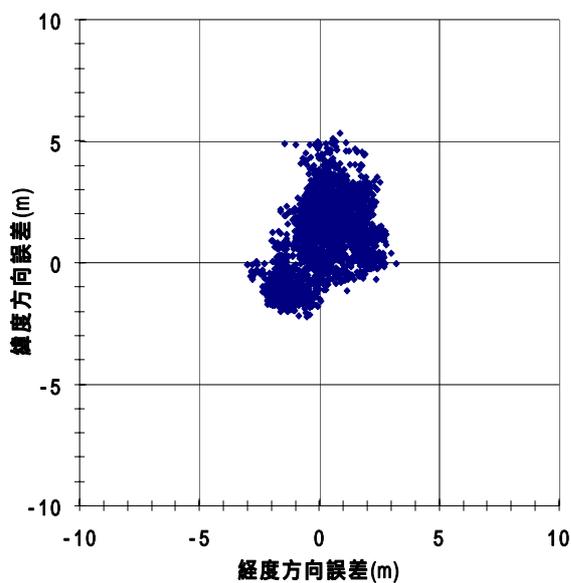


図 2.1a 水平方向の測位結果

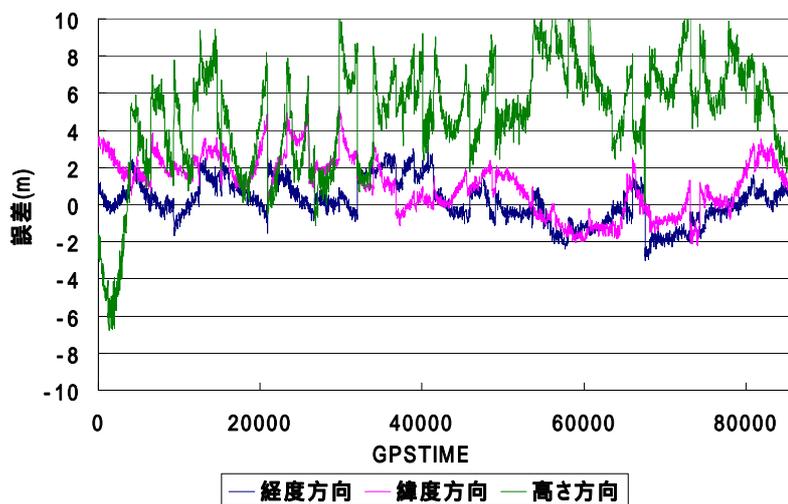


図 2.1b 時系列の測位結果

	経度	緯度	高さ
平均	0.16	1.09	4.79
標準偏差	1.11	1.49	3.00
2drms	3.73		

表 2.3 測位誤差平均値と標準偏差

2.5 まとめ

本章では GPS 概要から始め、単独測位の原理と計算方法が紹介され、各種の誤差要因についても議論された。また、信号伝播誤差に属する電離層遅延と対流圏遅延を削減するために、補正方法が述べられた。しかしながら、単独測位において、表 2.4 のようにそれ以上に誤差をさけることはできない。

要因	大きさ(1)	計算や補正方法
衛星軌道誤差	2.1m	航法メッセージ
衛星時計誤差	2.1m	航法メッセージ
対流圏遅延	0.7m	経験モデル
電離層遅延	4.0m	Klobuchar モデル
受信機雑音	0.5m	ガウス分布モデル
マルチパス	1.4m	ガウス分布モデル

表 2.4 誤差要因サマリ

本章の最後に、実データの解析を行った。水平誤差の分布と三次元座標における実系列の誤差変動を図に与え、次の章の単独測位精度を改善した結果と対照するために、誤差の平均値と標準偏差による確度と精度の評価結果を示した。

第3章 GPS 単独測位の高精度化

本章から、GPS 単独測位の精度を向上させる目的として、測位誤差について詳しく議論する。各節ごとに一つの誤差要因に対して補正方法を紹介し、段階的に改良アルゴリズムを実現する。前章で解析した測位結果との比較に通じ、単独測位精度を高める効果を明らかに示す。

3.1 GPS 精密衛星軌道

衛星から放送される航法メッセージに含まれるエフェメリス(ephemeris)により求める衛星位置に数m～10m程度の誤差が生じている。それに対して、国際GPS事業(International GPS Service, 略称 IGS)が提供するGPS精密衛星軌道は数センチの誤差しかないので、衛星位置の不正によって生ずる測位誤差を抑えることができる。

3.1.1 IGS 製品 精密衛星軌道

精密衛星軌道はECEF座標系における三次元座標値により、GPS衛星の正確位置を提供する。IGSはGPS衛星の精密軌道情報の主要な提供者として、国際的の協力に基づき、十数年の間にグローバル範囲において384箇所GPSステーション、3箇所データセンター、数箇所解析センター、及び数多く地方解析センターなどを設立した(2005年6月30日)。これらのグローバルなステーションやセンターに通じ、精密衛星軌道を含む様々なGPS関連製品が生まれている。

1994年以来、主に数種類GPS精密衛星軌道がIGSによって提供される。遅延と精度の違いにより、Ultra rapid、Rapid、Finalと区別される。全種類の精密軌道は15分間隔で衛星位置を与え、IGS製品サービスが高精度化、短時間化へ努力する結果、Rapidでも5cm以下の精度が得られている。具体的に表3.1に示す。

タイプ	精度	遅延	更新頻度	サンプリング間隔
Ultra-Rapid(予測)	~10 cm	リアルタイム	一日四回	15 分間
Ultra-Rapid(実測)	<5 cm	3 時間	一日四回	15 分間
Rapid	<5 cm	17 時間	毎日	15 分間
Final	<5 cm	13 日	毎週	15 分間

表 3.1 IGS の精密衛星軌道

3.1.2 SP3 フォーマット

四種類の精密衛星軌道の何れにして、SP3(Standard Product #3)フォーマットのファイルに表形式の3次元衛星位置と時計補正データが格納され、インターネットで公開される。衛

星位置座標系は ECEF 座標系の一つの ITRF2000 であり、測位の元の WGS84 系と cm レベルで一致している。SP3 フォーマットは 1989 年に定義され、最初のバージョンは a、2002 年 5 月にバージョン c が発表された。衛星軌道位置と時計補正情報の他、衛星の三次元速度と時計の変化率もオプションで与える。バージョン a と比べて、c はデータごとに標準偏差とデータの相関係数も提供されている。ファイルはヘッダ部とデータ部により構成され、表 3.2 に SP3-c のサンプルを示す。

```

01: #cP2001 8 8 0 0 0.00000000 192 ORBIT IGS97 HLM IGS
02: ## 1126 259200.00000000 900.00000000 52129 0.00000000000000
03: + 26 G01G02G03G04G05G06G07G08G09G10G11G13G14G17G18G20G21
04: + G23G24G25G26G27G28G29G30G31 0 0 0 0 0 0 0 0
05: + 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
06: + 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
07: + 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
08: ++ 7 8 7 8 6 7 7 7 7 7 7 7 8 8 7 9
09: ++ 9 8 6 8 7 7 6 7 7 0 0 0 0 0 0 0
11: ++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
12: ++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
13: ++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
14: %c G cc GPS ccc cccc cccc cccc ccccc ccccc ccccc ccccc
15: %c cc cc ccc ccc cccc cccc cccc cccc ccccc ccccc ccccc ccccc
16: %f 1.2500000 1.025000000 0.00000000000 0.000000000000000
17: %f 0.0000000 0.000000000 0.00000000000 0.000000000000000
18: %i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
19: %i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
20: /* ULTRA ORBIT COMBINATION FROM WEIGHTED AVERAGE OF:
21: /* cou esu gfu jpu siu usu
22: /* REFERENCED TO cou CLOCK AND TO WEIGHTED MEAN POLE:
23: /* CLK ANT Z-OFFSET (M): I1/I1A 1.023; I1R 0.000
24: * 2001 8 8 0 0 0.00000000
25: PG01 -11044.805800 -10475.672350 21929.418200 189.163300 18 18 18 219
26: PG02 -12593.593500 10170.327650 -20354.534400 -55.976000 18 18 18 219 M
27: PG03 9335.606450 -21952.990750 -11624.350150 54.756700 18 18 18 219
28: PG04 -16148.976900 8606.630600 19407.845050 617.997800 18 18 18 219
29: PG05 13454.631450 20956.333700 9376.994100 308.956400 18 18 18 219
30: PG06 18821.523100 1138.155450 18958.305500 -2.406900 18 18 18 219
31: .
32: .
33: .
34: * 2001 8 9 23 45 0.00000000
35: PG01 -11044.805800 -10475.672350 21929.418200 189.163300 18 18 18 219 P P
36: PG02 -12593.593500 10170.327650 -20354.534400 -55.976000 18 18 18 219 P P
37: PG03 9335.606450 -21952.990750 -11624.350150 54.756700 18 18 18 219 P P
38: PG04 -16148.976900 8606.630600 19407.845050 617.997800 18 18 18 219 EP P
39: .
40: .
41: .
42: PG30 -20393.814200 16198.067550 -4138.151700 428.892900 18 18 18 219 P P
43: PG31 -23592.378250 1395.049800 -12524.037100 461.972900 18 18 18 219 P P
44: EOF

```

表 3.2 SP3 フォーマット

ここで、衛星位置と時計補正データなどを中心に、また SP3-a にも考慮するため、共通なデータ項目を簡単に紹介する(表 3.3)。

行	ポジション	タイプ	説明	
ヘッダ部	1	2	Char	バージョン(a,b,c)
		4~31	数値	最初エポックの時刻
		33~39	数値	エポック総数
	2	4~7	数値	GPS Week
		9~23	数値	開始 GPS Time
		25~38	数値	エポック間隔
	3	5~6	数値	衛星数
10~12		数値	衛星 PRN(第7行まで繰返す)	
データ部	23	4~31	数値	各エポック時刻(修了まで繰返す)
	24	5~18	数値	衛星 X 座標(各衛星にて繰返す)
		19~32	数値	衛星 Y 座標(各衛星にて繰返す)
		33~46	数値	衛星 Z 座標(各衛星にて繰返す)
		47~60	数値	衛星時計誤差(各衛星にて繰返す)
	
	44	1~3	Char	修了フラグ

表 3.3 SP3 フォーマット説明

3.1.3 内挿アルゴリズム

SP3 ファイルに 15 分ごとに衛星軌道情報が格納されるため、測位で使う時に、内挿により観測エポックに応じる衛星位置を求めなければならない。本稿で式(3.1)に示した多項式内挿アルゴリズムを用いる。

$$C = A_0 + A_1T + A_2T^2 + A_3T^3 + \dots + A_N T^N \quad (3.1)$$

ただし

C	ECEF 座標 X, Y, Z , と時計誤差
A_i	係数(Neville algorithm)
T	エポック時刻
N	多項式の次数

ECEF 座標系における内挿を行うときに、11 次多項式($N=11$)が好ましいと言われている。また、係数 A_i の決定について、32 ビットコンピュータの数値精度の制限により、高次係数が 0 になってしまうため、Neville アルゴリズムという回帰的なアルゴリズムを利用する。Neville アルゴリズムの詳細について、数学の本を参照していただきたい。

エフェメリスは衛星の位相中心の位置を参照するに対して、IGS の精密衛星軌道は衛星の

質量中心を参照する。衛星のアンテナの位相中心から受信機までの距離を擬似距離として測り、測位で使うために、位相中心と質量中心の差によって座標転換する必要がある。この補正は Block II/IIA の GPS 衛星について必要ですが、Block IIR について位相中心と質量中心が一致であるため不要である(図 3.1)。正確に座標転換するには、衛星が地球を中心に回るときに、衛星のアンテナの向きは重要な条件であるが、深い天文学知識を要するために困難である。ここで、ECEF 座標系の精密衛星位置の Z 座標が 1.023m を引くことだけをすれば、測位に大きな誤差が生じないと考えられる。次はその幾つかの原因である。

- 本稿では、単独測位はサブメートルの精度を目標とされている。
- X オフセットは 0.279m で、単独測位の精度に対して、大差ではない。
- 0.279m の X オフセットは、衛星と受信機の距離への影響は更に小さくなる。
- 衛星の位相中心と質量中心とも、地球中心に向かう一つの直線に存在し、引き算により Z 座標を正確に補正できる。

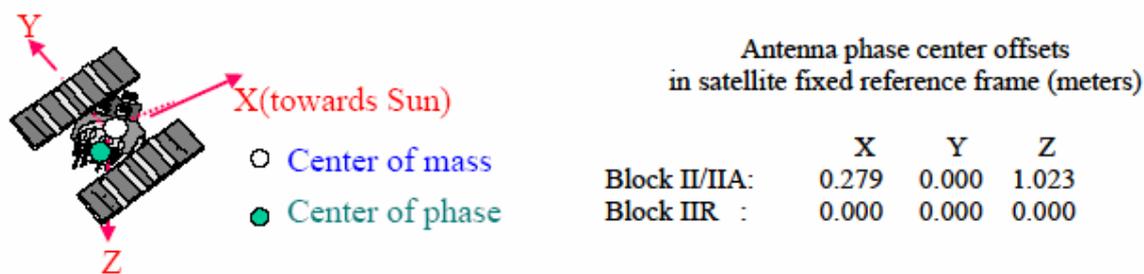


図 3.1 衛星固定座標におけるアンテナ位相中心

3.1.4 衛星軌道情報とエフェメリスの比較

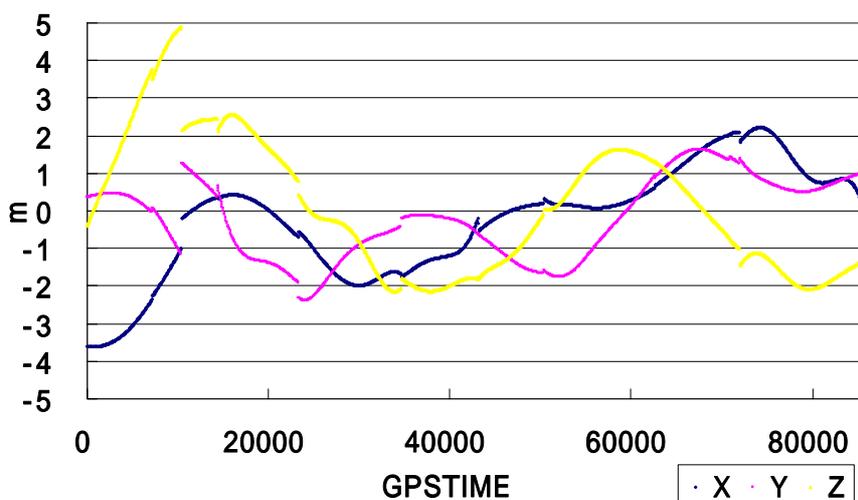


図 3.1 精密衛星軌道とエフェメリスの比較

2005年5月1日の14番衛星の位置を解析し、精密衛星軌道とエフェメリスの精度を比べる。SP3ファイルの軌道情報による内挿とエフェメリスの軌道パラメータによる計算をそれぞれ行い、三次元座標の位置ずれを図3.2に示す。高精度の精密軌道情報に比べて、エフェメリスの方は数メートルの誤差があることは図3.2から明らかである。

3.1.5 精密衛星軌道による測位精度の向上

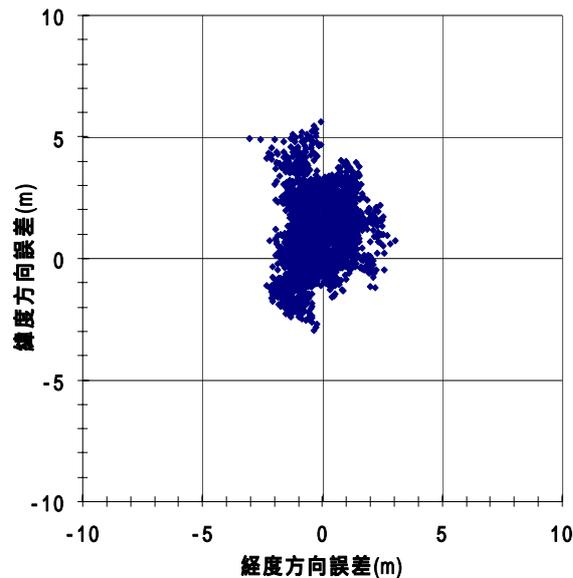


図 3.3a 水平方向の測位結果(2.4+精密衛星軌道)

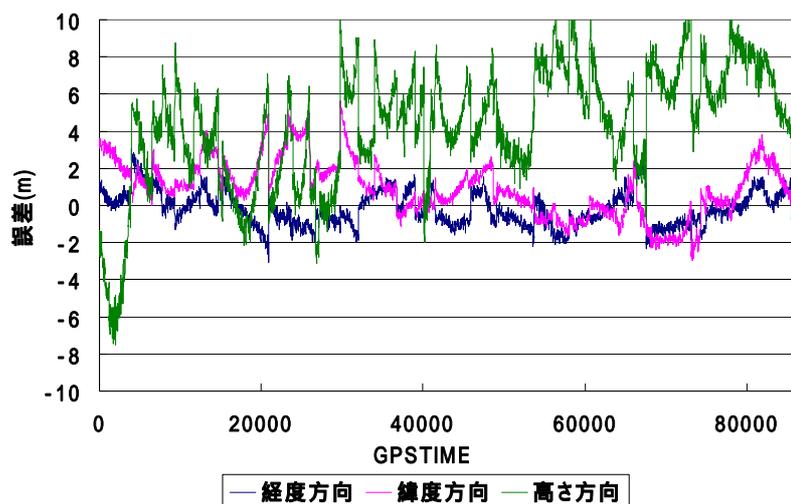


図 3.3b 時系列の測位結果(2.4+精密衛星軌道)

エフェメリスの代わりに精密衛星軌道を利用し、実データの解析を行なう。解析データは2.4節のデータと同じである。IGSのFTPサーバから、2005年5月1日のFinal精密軌道SP3

ファイルをダウンロードした。その日の最初と最後の数エポック衛星位置を計算するため、4月30日と5月2日のSP3ファイルも取得した。単独測位の結果を図3.3に示す。測位結果の比べによると、精密軌道情報を利用した単独測位の水平方向精度と確度とも改善された。これに対して高さ方向の改善はそれほど現れなかった(表3.4)。

	経度	緯度	高さ
平均	-0.16	0.96	4.21
標準偏差	0.93	1.52	3.25
2drms	3.57		

表 3.4 測位誤差平均値と標準偏差(2.4+精密衛星軌道)

3.2 GPS 精密衛星時計

式(2.13)のように航法メッセージにより衛星時計を補正できるが、擬似距離に2mと相当する誤差が生じている。一方、IGSはGPS精密衛星軌道と同時に精密衛星時計補正データを提供する。この時計補正データの誤差は0.1ns(3cm)程度に抑えられることから、測位精度を一層に向上することができる。

3.2.1 IGS 製品 精密衛星時計

IGSはグローバルな観測ネットワークと解析センターにより、正確な衛星位置を求めると同時に、精密衛星時計を計算し、SP3ファイルに合わせて提供する。そのほか、RINEXフォーマットの拡張時計ファイルを作成し、5分間隔と更に短くサンプリングされた30秒間隔の精密衛星時計も公開する。

また、SP3ファイルに精密軌道と精密時計が含まれるため、精密衛星時計もUltra-Rapid、Rapid、Finalの三種類が存在している(表3.5)。Ultra-Rapid製品について、予測と実測二種類があるが、予測精密軌道の精度がわずかに劣ると違って、予測精密時計は実測によりかなり精度が悪いのが分かった。なぜならば、時計のダイナミックは衛星位置のような安定な変動ではなく、モデル化することが困難であるからである。

タイプ	精度	遅延	更新頻度	サンプリング間隔
Ultra-Rapid(予測)	~5 ns	リアルタイム	一日四回	15 分間
Ultra-Rapid(実測)	~0.2 ns	3 時間	一日四回	15 分間
Rapid	0.1 ns	17 時間	毎日	15 分間
Final	<0.1 ns	13 日	毎週	15 分間

表 3.5 精密衛星時計製品

3.2.2 RINEX 時計拡張フォーマット

衛星時計ダイナミックに短い時間においても、予測しにくい変動が起こる。内挿アルゴリズムから任意時刻の時計補正情報をより正確に獲得するため、高いサンプリング率の精密衛星時計を提供するのが必要である。RINEX 時計拡張フォーマット(RINEX Extensions to Handle Clock Information)は時計データを格納し、インターネットで配布する標準として、1998年8月に初めて提案された。RINEX フォーマットの共通なルールに準拠し、ヘッダ部とデータ部から構成される。ヘッダ部分について各項目の内容がラベル(右側の列)で示されている。表 3.6 に RINEX 時計ファイルのサンプルを示す。GPS 衛星時計以外に、IGS の観測ステーションの時計誤差も RINEX 時計ファイルに含まれている。表 3.7 は RINEX 時計拡張フォーマットの簡単な説明である。

```

01:      ----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|
02:      2.00          C          RINEX VERSION / TYPE
03:      CCLOCK          IGSACC @ GFZ Potsdam          PGM / RUN BY / DATE
04:      13          LEAP SECONDS
05:      2      AR      AS          # / TYPES OF DATA
06:      IGS      IGSACC @ GFZ Potsdam          ANALYSIS CENTER
07:      140      IGS00 : IGS REALIZATION OF THE ITRF2000          # OF SOLN STA / TRF
08:      ALBH 40129M003          -2341332963 -3539049516 4745791309SOLN STA NAME / NUM
09:      ALGO 40104M002          918129365 -4346071271 4561977843SOLN STA NAME / NUM
10:      ALRT 40162M001          388042689 -740382390 6302001881SOLN STA NAME / NUM
11:      ...
12:      29          # OF SOLN SATS
13:      G01 G02 G03 G04 G05 G06 G07 G08 G09 G10 G11 G13 G14 G15 G16 PRN LIST
14:      G18 G19 G20 G21 G22 G23 G24 G25 G26 G27 G28 G29 G30 G31 PRN LIST
15:      END OF HEADER
16:      AR ALBH 2005 4 30 23 0 0.000000 2 2.800387117828e-06 2.578108042620e-11
17:      AR ALGO 2005 4 30 23 0 0.000000 2 9.647017308976e-08 1.678021949100e-11
18:      AR ALRT 2005 4 30 23 0 0.000000 2 -6.922987613714e-08 1.656619465680e-11
19:      ...
20:      AS G01 2005 4 30 23 0 0.000000 2 4.011053280204e-04 3.689164659170e-11
21:      AS G02 2005 4 30 23 0 0.000000 2 -2.583751908106e-05 7.672748408820e-11
22:      AS G03 2005 4 30 23 0 0.000000 2 1.048539364424e-04 6.097830417340e-11
23:      AS G04 2005 4 30 23 0 0.000000 2 2.490509020964e-04 5.711149620400e-12
24:      ...
25:      ...
26:      AR ALBH 2005 5 2 0 55 0.000000 2 2.820996211206e-06 3.117746981180e-11
27:      AR ALGO 2005 5 2 0 55 0.000000 2 1.044704994156e-07 1.384312020660e-11
28:      AR ALRT 2005 5 2 0 55 0.000000 2 -6.854008066922e-08 1.909258852640e-11
29:      ...
30:      AS G01 2005 5 2 0 55 0.000000 2 4.012899927938e-04 8.415948457490e-11
31:      AS G02 2005 5 2 0 55 0.000000 2 -2.582702186648e-05 2.537129646570e-11
32:      AS G03 2005 5 2 0 55 0.000000 2 1.051599946588e-04 6.975012078950e-11
33:      AS G04 2005 5 2 0 55 0.000000 2 2.468556585418e-04 2.448147121760e-11
34:      ...
      ----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|

```

表 3.6 RINEX 時計拡張フォーマット

3.2.3 精密衛星時計と航法メッセージによる時計補正の比較

観測時刻における衛星時計の補正には、式(3.1)の内挿アルゴリズムを適用する。2005年5月1日の14番衛星の時計を精密衛星時計と航法メッセージによりそれぞれ補正し、時間の

行	ポジション	タイプ	説明	
ヘッダ部	1	1~9	数値	バージョン(2.0)
		20	Char	RINEX ファイルタイプ(Clock)
	4	1~6	数値	時計データのタイプ数
		11~12	Char	時計データタイプ： AR-受信機時計(IGS ステーション) AS-衛星時計
		17~18		
	07,	1~4	Char	IGS ステーション/受信機ネーム
	08,	6~26	Char	IGS ステーション/受信機識別子
	09	27~37	数値	IGS ステーション座標 (すべての IGS ステーション)
		38~48		
		49~59		
12	1~6	数値	衛星数	
13	4桁ごと	数値	衛星番号	
14				
データ部	20	1~2	Char	時計データタイプ
	~	4~8	Char	IGS ステーション/衛星番号
	34	9~35	数値	エポック時刻(繰り返す)
		42~60	数値	衛星時計誤差
		62~80	数値	衛星時計誤差の標準偏差
		1~3	Char	修了フラグ

表 3.7 RINEX 時計拡張フォーマットの説明

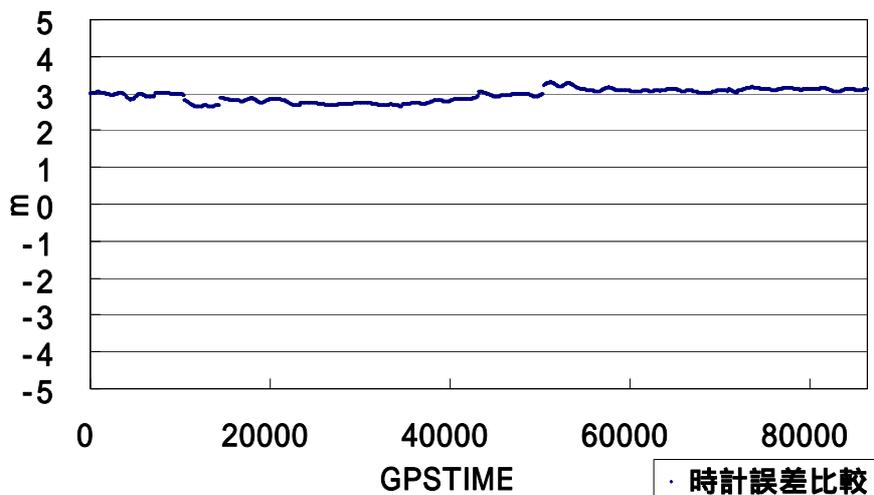


図 3.4 精密時計と航法メッセージの比較

差を距離に転換し図 3.4 に出力する。使用する精密衛星時計は 3.1.4 節と同じ、15 分間隔の SP3 ファイルである。比較の結果によると、精密衛星時計と比べ、エフェメリスの方は数メートルの誤差があることが分かる。

3.2.4 各種サンプリング間隔の精密衛星時計の比較

衛星時計ダイナミックはモデルに依存しないため、サンプリング間隔が短いほど時計補正の精度が高い。本節では、まず、15 分間隔の SP3 ファイル、5 分間隔と 30 秒間隔の RINEX 時計ファイルを利用して、毎秒の衛星時計誤差を計算する。次に、30 秒間隔の時計を内挿した結果を基準とし、15 分間隔と 5 分間隔の時計を内挿した結果から別々に差を取り、相当する擬似距離に転換し図 3.5 に示す。計算では、2005 年 5 月 1 日の 27 番衛星の 24 時間データが使用された。二つの差の曲線は規律なく変動している。5 分間隔の時計から計算した結果の方は、基準に近い、5 分毎に一致することが分かった。比較の結果によると、30 秒の時計データを使ったことで高い精度が得られたが、15 分間隔の時計を利用の場合に、最大でも 6cm の残差しかなかった。従って、単独測位には無視することができるので、本稿で便宜のため、精密軌道情報と一緒に SP3 ファイルの精密衛星時計を利用する。

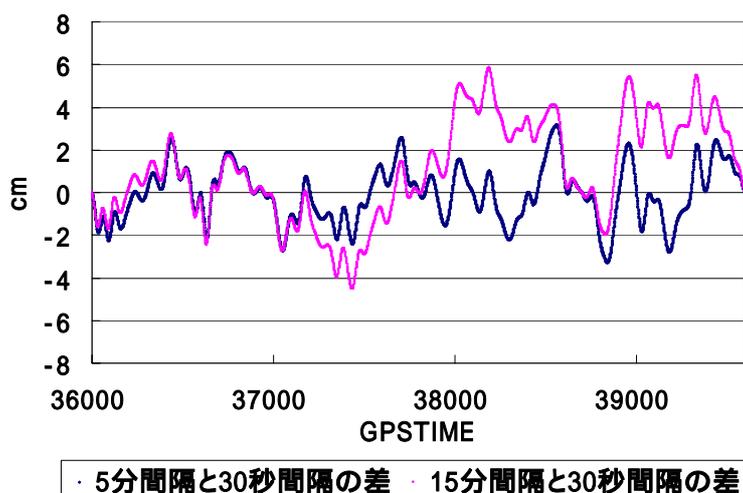


図 3.5 精密衛星時計の比較

3.2.5 精密衛星時計による測位精度の向上

3.1.5 節に採用した測位アルゴリズムの上、航法メッセージによる時計補正の代わりに精密衛星時計を利用し、実データの解析と行なう。観測データと SP3 ファイルは 2.4 節と同じである。単独測位の結果を図 3.6 に示す。測位結果の比べによると、精密衛星時計を利用した単独測位の水平方向の確度がよくなったことが分かった。更に、3.1.5 節に改善できなかった高さ方向の測位結果についても、精度と確度両方とも大幅に改善された(表 3.8)。

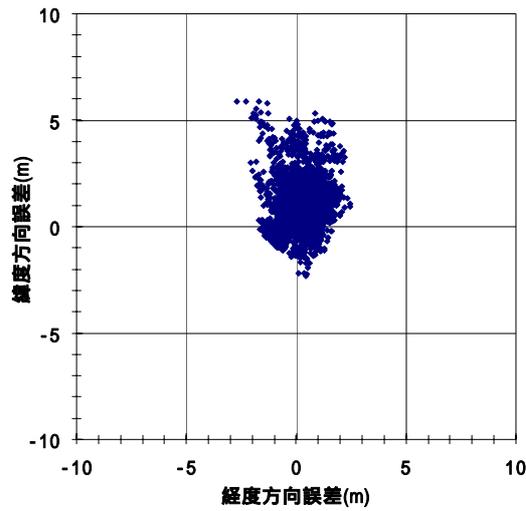


図 3.6a 水平方向の測位結果(3.1.5+精密衛星時計)

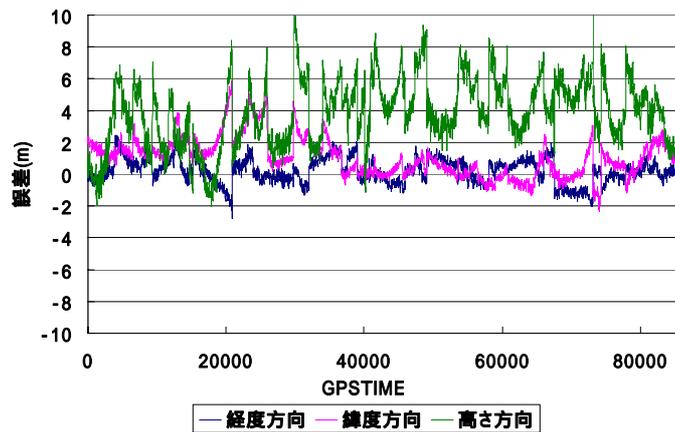


図 3.6b 時系列の測位結果(3.1.5+精密衛星時計)

	経度	緯度	高さ
平均	0.19	1.04	3.83
標準偏差	0.76	1.24	2.16
2drms	2.91		

表 3.8 測位誤差平均値と標準偏差(3.1.5+精密衛星時計)

3.3 全地球電離層電子分布図(GIM)

2000年5月2日にSA(Selective Availability)が解除されて以来、電離層遅延はGPS測位の最大の誤差要因と言われている。二周波受信機を利用する場合、電離層における電波伝搬の遅延は周波数に依存することで正確に推定できるが、一周波の場合経験なモデルを元に

計算しかできない。2.3.4 節で紹介した Klobuchar モデルは、補正されていない電離層遅延量による測位誤差の rms 値を約 50%小さくすると考えられるが、天頂方向の遅延として残る誤差は 1 日の間で数メートルであるので、単独測位にとって無視できない。ここで、CODE(Center for Orbit Determination in Europe)が提供する全地球電離層電子分布図(Global Ionosphere Maps, 略称 GIM)を用い、GPS 信号の経路にある総電子数による電離層遅延の補正を試みる。

3.3.1 CODE の GIM 製品

1996 年に、IGS の解析センターである CODE は約 150 箇所 IGS ステーションを含めて 200 箇所ぐらいの GPS/GLONASS サイトに基づき、24 時間に全地球の電離層電子数を計算し、グリッド状のデータをインターネット上に配布し始めた。GIM 製品は、IGS の精密軌道と時計製品と同じく、Final、Rapid、Predicted 三種類について提供されるので、後処理、リアルタイムの様々のニーズに応じている。Final GIM はただ三日間の待ち時間で作成され、素早く高精度な後処理で用いることができる。

GIM は、地球上空に自由電子からなる極めて薄い殻(図 3.7)が存在するとみなす上で、電離層の垂直電子数(Vertical TEC、略称 VTEC)を二次元グリッドの形により記述する。一般的に、この仮想した電子層の高さは 450km である。これを元に二時間ごとに、経度方向 5° ずつ、緯度方向 2.5° ずつ描かれた線からグリッドを作り、交差点の所における垂直電子数が与えられる。1 日 24 時間の電子分布は 13 枚電子分布図より構成される。

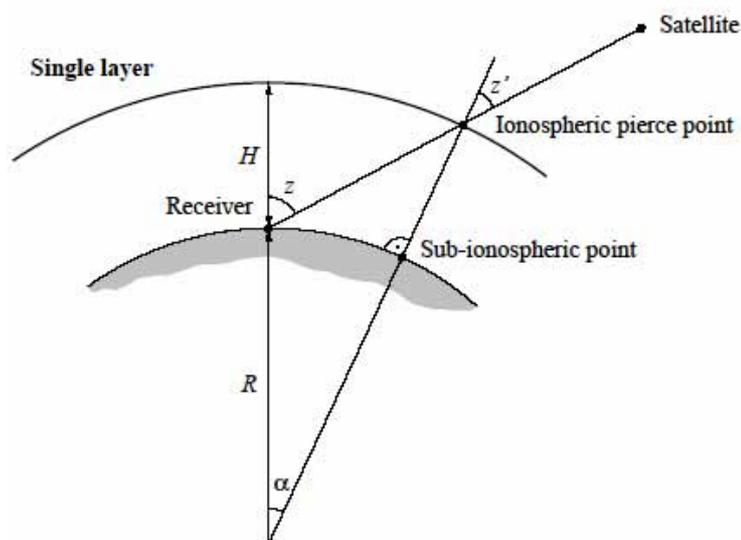


図 3.7 電離層単層モデル概念図

3.3.2 IONEX フォーマット

1998年、GIMを格納、配布する国際的な標準としてIONEX(IONosphere map EXchange)フォーマットが提案された。IONEXフォーマットは、RINEXフォーマットとよく似ており、ヘッダとデータ部から構成される。各項目の内容がラベル(右側の列)で示されている(表3.9)。このうち、ヘッダ部に電子分布図の開始と終了エポック、サンプリング間隔、緯度と経度方向のグリッド幅などの重要な目安が与えられてくる。データ部には、エポックごとに、グリッドの交差点における垂直電子数を繰り返し記述される。一行につき、16個のポイントにおける垂直電子数が並んでおり、デフォルト単位は0.1TECUである。もしヘッダ部に指数(EXPONENT=K)が定義されているなら、垂直電子数の単位は 10^k TECUとなる。表3.10にこのフォーマットのメイン項目について簡単に紹介する。

3.3.3 内挿アルゴリズム

擬似距離測定値における電離層遅延量はGPS信号の伝播経路にある総電子数の関数であり、次式で与える。

$$I_{\rho} = \frac{40.3 * TEC}{f^2} \quad (3.2)$$

ここで、 I_{ρ} は電離層遅延量、 f は周波数、 TEC は総電子数である。総電子数とは、受信機から衛星までに伸びている $1m^2$ の断面積を持つチューブの中の電子数をすべて足したものであり、 $1m^2$ あたり 10^{16} 個の電子数として定義されるTECユニット(TECU)を単位として測定される。

式(3.2)を用い、電離層遅延量 I_{ρ} を推定するとき、観測時刻かつ位置における総電子数を求めなければならない。GIMは2時間ごとに、グリッド交点における垂直電子数(VTEC)しか記述しないので、時間および空間に対する内挿を行わなければならない。

まず、時間に対する内挿を議論する。ある時刻における垂直電子数は前後の二つのエポックにより与えられる。つまり、緯度、経度、時刻 t における垂直電子数(VTEC)は次式のようなものである。

$$E(\beta, \lambda, t) = \frac{T_{i+1} - t}{T_{i+1} - T_i} E_i(\beta, \lambda'_i) + \frac{t - T_i}{T_{i+1} - T_i} E_{i+1}(\beta, \lambda'_{i+1}) \quad (3.3)$$

t は時刻、 T_i と T_{i+1} はGIMの隣接のエポックである。ただし、 $T_i \leq t \leq T_{i+1}$ となる。 E_i と E_{i+1} はそれぞれ T_i と T_{i+1} エポックにおける垂直電子数の関数である。電離層電子量の変化は太陽位置と強く相関があることで、時刻 T_i から t へ変化するうちに、GIMは地球に相対し回ってくると考えられる。従って、 λ'_i と λ'_{i+1} は次式のように算出される。

```

----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|
1.0 IONOSPHERE MAPS MIX IONEX VERSION / TYPE
cmprmb v1.2 gAGE/UPC 17-may-05 17:27 PGM / RUN BY / DATE
ionex file containing IGS COMBINED Ionosphere maps COMMENT
2005 5 1 0 0 0 EPOCH OF FIRST MAP
2005 5 2 0 0 0 EPOCH OF LAST MAP
7200 INTERVAL
13 # OF MAPS IN FILE
COSZ MAPPING FUNCTION
0.0 ELEVATION CUTOFF
combined TEC calculated as weighted mean of input TEC values OBSERVABLES USED
278 # OF STATIONS
29 # OF SATELLITES
6371.0 BASE RADIUS
2 MAP DIMENSION
450.0 450.0 0.0 HGT1 / HGT2 / DHGT
87.5 -87.5 -2.5 LAT1 / LAT2 / DLAT
-180.0 180.0 5.0 LON1 / LON2 / DLON
-1 EXPONENT
END OF HEADER
1 START OF TEC MAP
2005 5 1 0 0 0 EPOCH OF CURRENT MAP
87.5-180.0 180.0 5.0 450.0 LAT/LON1/LON2/DLON/H
100 99 99 99 100 101 101 101 101 101 100 99 98 98 99 97
97 98 97 98 98 98 97 96 95 95 94 94 93 92 92 91
91 90 89 89 89 89 89 90 90 90 90 90 90 89 88 88
88 88 89 90 90 91 93 94 94 95 96 96 96 97 98 98
100 100 101 101 101 101 100 100 100
85.0-180.0 180.0 5.0 450.0 LAT/LON1/LON2/DLON/H
103 102 102 101 101 102 102 104 104 105 105 105 104 103 104 104
103 102 100 99 101 101 101 100 99 97 94 92 90 88 87 86
86 84 84 84 83 85 84 85 85 85 85 85 85 84 84 84
85 85 87 88 89 90 91 93 95 96 97 97 98 99 100 100
101 103 104 104 104 104 104 103 103
...
-87.5-180.0 180.0 5.0 450.0 LAT/LON1/LON2/DLON/H
95 95 94 95 95 96 96 97 97 97 97 97 96 95 93 93
92 91 91 90 90 89 88 87 86 85 85 85 84 83 83 82
82 82 82 82 82 82 82 83 82 84 84 85 85 86 87 88
88 89 89 89 89 90 90 92 94 94 94 94 93 94 94 93
93 93 94 94 94 94 94 94 94 95
1 END OF TEC MAP
2 START OF TEC MAP
2005 5 1 2 0 0 EPOCH OF CURRENT MAP
...
2005 5 2 0 0 0 EPOCH OF CURRENT MAP
13 END OF RMS MAP
END OF FILE
----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|

```

表 3.9 IONEX フォーマット

ラベル(61列~80列)	説明	データフォーマット
EPOCH OF FIRST MAP	最初の電子分布図のエポック: 年月日、時分秒	それぞれ6桁の整数
EPOCH OF LAST MAP	最後の電子分布図のエポック: 年月日、時分秒	それぞれ6桁の整数
INTERVAL	電子分布図の時間間隔	6桁の整数

	(単位:秒、7200 は一般である)	
BASE RADIUS	平均地球半径	9桁数値(内小数1桁)
MAP DIMENSION	電子分布図次元数 (2次元は一般である)	6桁の整数
HGT1/HGT2/DHGT	高さ方向等距離のグリッドの定義 HGT1 から HGT2 まで高度差 DHGT 二次元の場合に HGT1=HGT2, DHGT=0	それぞれ6桁数値 (内小数1桁)
LAT1/LAT2/DLAT	緯度方向におけるグリッドの定義 LAT1 から LAT2 まで緯度差 DLAT	それぞれ6桁数値 (内小数1桁)
LON1/LON2/DLON	経度方向におけるグリッドの定義 LON1 から LON2 まで緯度差 DLON	それぞれ6桁数値 (内小数1桁)
EXPONENT(省略可)	データ単位の指数(デフォルト-1)	6桁の整数
END OF HEADER	ヘッダ終了	空白
START OF TEC MAP	電子分布図の順番(1から)	6桁の整数
EPOCH OF CURRENT MAP	今現在の電子分布図のエポック 年月日、時分秒	それぞれ6桁の整数
LAT/LON1/LON2/DLON/H	このレコードから、高さH、緯度LAT、経度LON1からLON2までDLON ずつの(360/DLON+1)個垂直電子数 が出力されることを示す。	それぞれ6桁数値 (内小数1桁)
END OF TEC MAP	該当順番の電子分布図が終わる	6桁の整数
END OF FILE	IONEX ファイルが終わる	空白

表 3.10 IONEX フォーマットの説明

$$\begin{aligned}
 \lambda'_i &= \lambda + (t - T_i) * 360, \quad \text{if } \lambda'_i > 360 \text{ then } \lambda'_i = \lambda'_i - 360 \\
 \lambda'_{i+1} &= \lambda + (T_{i+1} - t) * 360, \quad \text{if } \lambda'_{i+1} > 360 \text{ then } \lambda'_{i+1} = \lambda'_{i+1} - 360
 \end{aligned}
 \tag{3.4}$$

地球は一日おおよそ 360° を回転しているので、時間の単位は日とする。

次に、空間に対する内挿を議論する。式(3.3)に示されるように、エポック T_i と T_{i+1} における垂直電子数の計算が必要である。二次元の GIM を用いる場合、平面に対する内挿となるので、緯度、経度における総電子数は隣接の4つのグリッド交点より算出される。計算方法は式(3.5)と図 3.8 より示される。

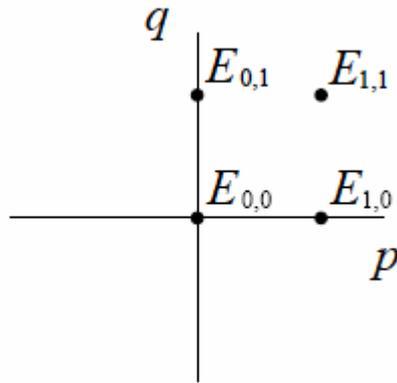


図 3.8 平面内挿アルゴリズム見取り図

$$E(\lambda_0 + p\Delta\lambda, \beta_0 + q\Delta\beta) = (1-p)(1-q)E_{0,0} + p(1-q)E_{1,0} + p(1-q)E_{0,1} + pqE_{1,1} \quad (3.5)$$

ここで、 $E_{0,0}$ 点の緯度と経度はそれぞれ λ_0, β_0 である。 p, q は (λ_0, β_0) から (λ, β) までの経度と緯度距離、 $\Delta\lambda, \Delta\beta$ それぞれ GIM の経度と緯度方向の幅であり、次式の関係が成り立つ。

$$\lambda = \lambda_0 + p\Delta\lambda, \beta = \beta_0 + q\Delta\beta \quad (3.6)$$

3.3.4 傾斜電子数とマッピング関数

GIM を元に垂直電子数 (VTEC) を求めることができるが、GPS 信号伝播する経路にあるすべての電子数 (傾斜電子数) を計算するために、マッピング関数が利用される。

$$TEC_{slant} = F(z)TEC_v = \frac{1}{\cos z'} E_v, \quad \text{ただし } \sin z' = \frac{R}{R_0 + H} \sin z \quad (3.7)$$

$F(z) = \frac{1}{\cos z'}$ はマッピング関数と言い、傾斜係数とも言う。 z, z' はユーザの位置と電離層貫通点 (Ionospheric pierce point、略称 IPP) における衛星の天頂角である (図 3.7)。ほかに、 R はユーザの地心距離、 H は仮想した単層電離層の高さ、 R_0 は地球の平均半径である。 H と R_0 は IONEX ファイルに定義され、一般的に 450km と 6371km となる。

傾斜電子数 TEC_{slant} は既知であるなら、式 (3.2) により、衛星ごとに電離層遅延を推定することができる。ここで、 TEC_{slant} を用い、 $L1$ 帯における電離層遅延量は式 (3.8) のようになる。

$$I_{L1,P} = \frac{40.3 * TEC_{slant}}{f_{L1}^2} \quad (3.8)$$

3.3.5 電離層遅延量推定の比較

Klobuchar モデル、GIM、二種波擬似距離測定値による三種類電離層遅延推定を行い、比較する。比較されたのは、2005 年 5 月 1 日の GPSTIME 23280 ~ 45870、日本現地時間約 15:30

~22:00 の間に、9 番衛星の電離層遅延量である。図 3.9 にピンクの曲線は 9 番衛星の仰角を示す。この衛星の仰角が 10° から 80° 以上超え、最大仰角となってから、10° まで下がってきたうちに、電離層遅延量の変化が図 3.9 に示される。図 3.9 によると、特に日本現時間 15 時半の時に、電離層の電子量は多く、衛星の仰角も低く遅延量は大きかった。その後、衛星が上昇するにつれて、電離層遅延量は小さくなった。ここで、重要なことに、三種類推定方法による遅延量曲線の傾向は興味深いこととなる。二周波による推定と GIM による推定の曲線はよく似ており、逆に Klobuchar モデルはその傾向に沿っていない。二周波による電離層遅延量の推定は正確であるので、GIM は Klobuchar モデルと比べ、より正確に電離層遅延量を推定できることが考えられる。

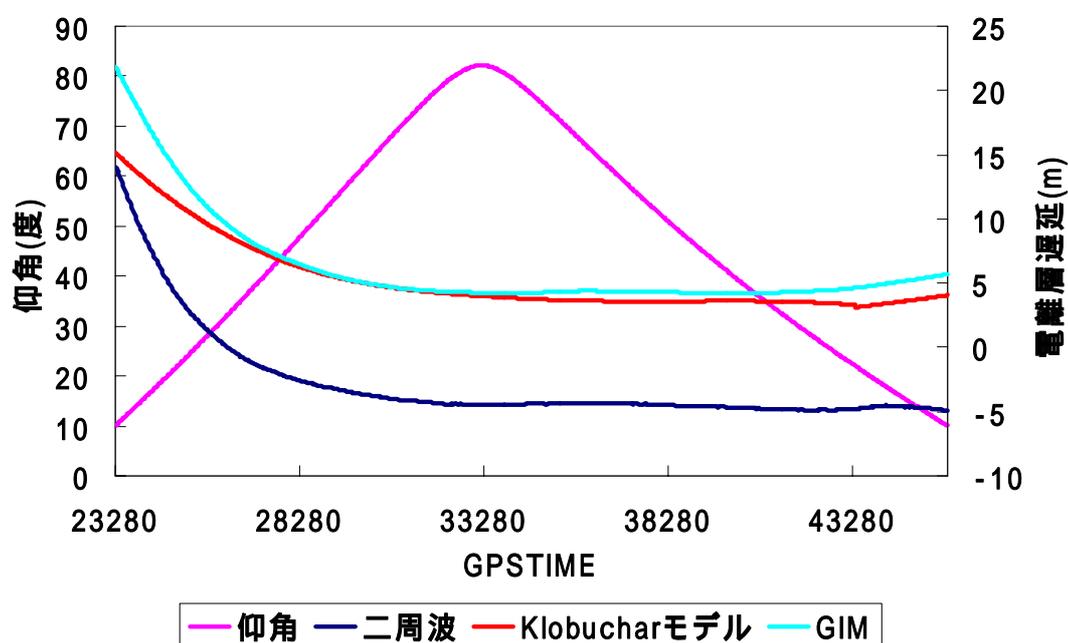


図 3.9 仰角依存する電離層遅延量の比較

3.3.6 GIM による測位精度の向上

3.2.5 節に採用した測位アルゴリズムの上、Klobuchar モデルによる電離層遅延推定の代わりに GIM を利用し、実データの解析と行なう。3.2.5 節まで使用した観測データのほかに、CODE の FTP サイトから 2005 年 5 月 1 日の Final GIM を入手した。単独測位の結果は図 3.10 に示す。測位結果の比べによると、GIM による電離層遅延推定を利用した単独測位の水平方向の確度と精度ともよくなったことが分かった。更に、高さ方向の測位結果について、精度が大幅に改善された(表 3.11)。

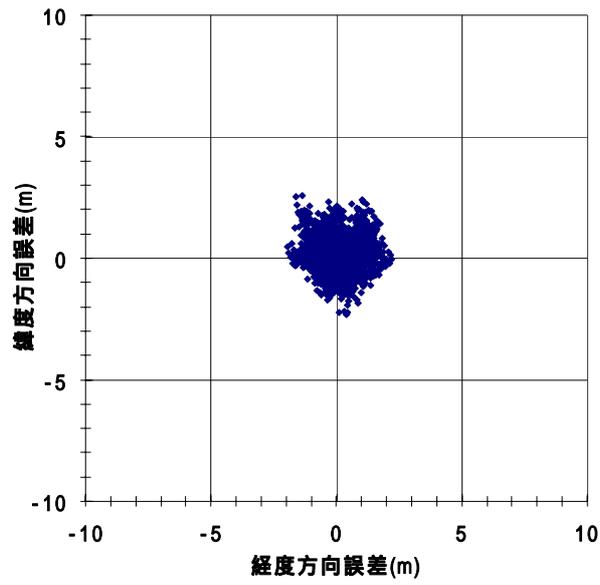


図 3.10a 水平方向の測位結果(3.2.5+ GIM)

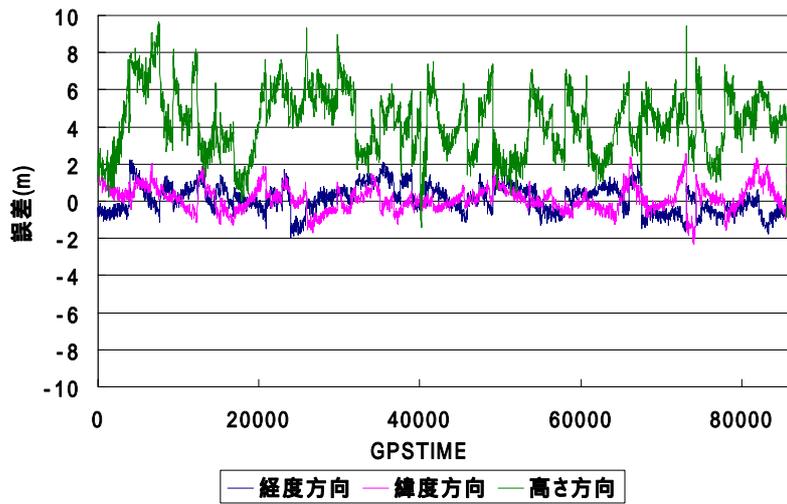


図 3.10b 時系列の測位結果(3.2.5+ GIM)

	経度	緯度	高さ
平均	0.10	0.15	4.22
標準偏差	0.73	0.68	1.76
2drms	2.00		

表 3.11 測位誤差平均値と標準偏差(3.2.5+ GIM)

3.4 気象パラメータによる対流圏モデル

GPS 信号は乾燥空気及び水蒸気から構成される地球大気の下層部分によって屈折され、対流圏遅延効果が現れる。信号の伝播経路に沿った圧力、温度、湿度の情報から、その経路に沿った屈折率と対流圏の遅延量を正確に決定することができる。2.3.5 節に紹介した簡単な対流圏モデルは平均気象条件に基づいた対流圏天頂遅延によって与えられた。通常の単独測位の精度と計算の便利性を考慮し、この簡単なモデルを用いたが、サブメートルの精度を得たいなら、適用することはできない。実際に測定した気象パラメータを条件とする対流圏モデルを改めて検討することが必要となってくる。

3.4.1 天頂遅延モデルとマッピング関数

天頂方向の対流圏遅延は乾燥空気(dry あるいは hydrostatic)及び水蒸気(wet)による遅延量から構成される。

$$d_{Z,trop} = d_{Z,dry} + d_{Z,wet} \quad (3.9)$$

仰角に依存する乾燥大気遅延と水蒸気遅延はそれぞれのマッピング関数と天頂遅延の積により与えられる。

$$d_{trop} = m_{dry} d_{Z,dry} + m_{wet} d_{Z,wet} \quad (3.10)$$

対流圏天頂遅延モデルとして Saastamoinen Model、Hopfield Model、Black Model などが存在する。本稿では、単純な Saastamoinen Model を利用した。乾燥大気遅延 $d_{Z,dry}$ と水蒸気遅延 $d_{Z,wet}$ は以下の式より計算される。

$$\begin{aligned} d_{Z,dry} &= 0.002277(1 + 0.0026 \cos 2\phi + 0.00028H)P_0 \\ d_{Z,wet} &= 0.002277\left(\frac{1255}{T_0} + 0.05\right)e_0 \end{aligned} \quad (3.11)$$

ここで、 T_0 は温度(K)、 P_0 は全圧、 e_0 は水蒸気分圧である(単位は両方ともミリバール)。これらは、実際の測定値もしくは標準大気モデルにより、アンテナ位置において決定される。 ϕ は緯度で、 H はアンテナ海拔高である。このモデルは、ここでは無視されている修正項を付加することで改良されてきている。改良された Saastamoinen Model について、関連する本を参照していただきたい。

多くのマッピング関数(または対流圏の傾斜係数)が提案されてきて、Chao Model、Marini Model、Niell Model などが有名である。本稿では、連分数の形の Niell Model を試した。

$$m_{dry} = \frac{\frac{1}{1 + \frac{a_{dry}}{1 + \frac{b_{dry}}{1 + c_{dry}}}}}{\sin E + \frac{a_{dry}}{\sin E + \frac{b_{dry}}{\sin E + c_{dry}}}} + \left(\frac{1}{\sin E} + \frac{\frac{1}{1 + \frac{a_{ht}}{1 + \frac{b_{ht}}{1 + c_{ht}}}}}{1}}{\sin E + \frac{a_{ht}}{\sin E + \frac{b_{ht}}{\sin E + c_{ht}}}} \right) \times \frac{H}{100} \quad (3.12)$$

$$m_{wet} = \frac{\frac{1}{1 + \frac{a_{wet}}{1 + \frac{b_{wet}}{1 + c_{wet}}}}}{\sin E + \frac{a_{wet}}{\sin E + \frac{b_{wet}}{\sin E + c_{wet}}}} \quad (3.13)$$

式(3.12)は乾燥大気遅延マッピング関数であり、式(3.13)は水蒸気遅延マッピング関数である。 E は仰角で、 H はアンテナ海拔高である。 $a_{ht} = 2.53 \times 10^{-5}$, $b_{ht} = 5.49 \times 10^{-3}$, $c_{ht} = 1.14 \times 10^{-3}$ とそれぞれ常数である。係数 $a_{dry}, b_{dry}, c_{dry}, a_{wet}, b_{wet}, c_{wet}$ は緯度、高度、地上での温度と気圧、年通算日を変数とする関数で決定される。すべて煩瑣な数学の計算式であるので、ここで省くこととする。関連論文や本などを参考していただきたい。

3.4.2 RINEX フォーマット(気象データファイル)

対流圏遅延を推定するため、気温、気圧、水蒸気分圧(湿度から計算できる)を条件として獲得しなければならない。GPS 観測と同時に、気象測定装置で気象状況を測定するのが一つの方法であるが、現実には厳しい。一方、IGS は世界範囲で 384 箇所の観測ステーションを設置し、その中に数多く気象データも観測しインターネットで配布する。気象データを持つ標準フォーマットとして RINEX の気象データファイルが定義されている。表 3.11 はその例である。

RINEX ファイルの共通なヘッダ部とデータ部から構成される。ヘッダ部分において、タイトル TYPES OF OBSERV は気象データタイプが記述される。例のように、PR、TD、HR は気圧、気温、湿度を意味している。タイトル SENSOR POS XYZ/H は観測場所の ECEF 三次元座標と楕円体高が与えられる。データ部においてエポックと気象データ合わせて一行ずつ出力され、データ終了まで繰り返す。

```

-----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|
      2.10      METEOROLOGICAL DATA      RINEX VERSION / TYPE
XXRINEXM V9.9      AIUB      3-APR-96 00:10      PGM / RUN BY / DATE
EXAMPLE OF A MET DATA FILE      COMMENT
A 9080      MARKER NAME
      3      PR      TD      HR      # / TYPES OF OBSERV
PAROSCIENTIFIC      740-16B      0.2      PR      SENSOR MOD/TYPE/ACC
HAENNI      0.1      TD      SENSOR MOD/TYPE/ACC
ROTRONIC      I-240W      5.0      HR      SENSOR MOD/TYPE/ACC
      0.0      0.0      0.0      1234.5678      PR      SENSOR POS XYZ/H
                                         END OF HEADER

96 4 1 0 0 15 987.1 10.6 89.5
96 4 1 0 0 30 987.2 10.9 90.0
96 4 1 0 0 45 987.1 11.6 89.0
-----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|

```

表 3.11 RINEX の気象データファイル

3.4.3 対流圏遅延の推定効果の比較

本節は二種類の対流圏遅延の推定効果を示し、比較する。2005年5月1日のGPSTIME 23280～45870、日本現地時間約 15:30～22:00 の間に、9 番衛星の対流圏遅延を解析した。IGS の FTP サーバから 2005年5月1日の小金井で測定した気象データの RINEX ファイルをダウンロードした。

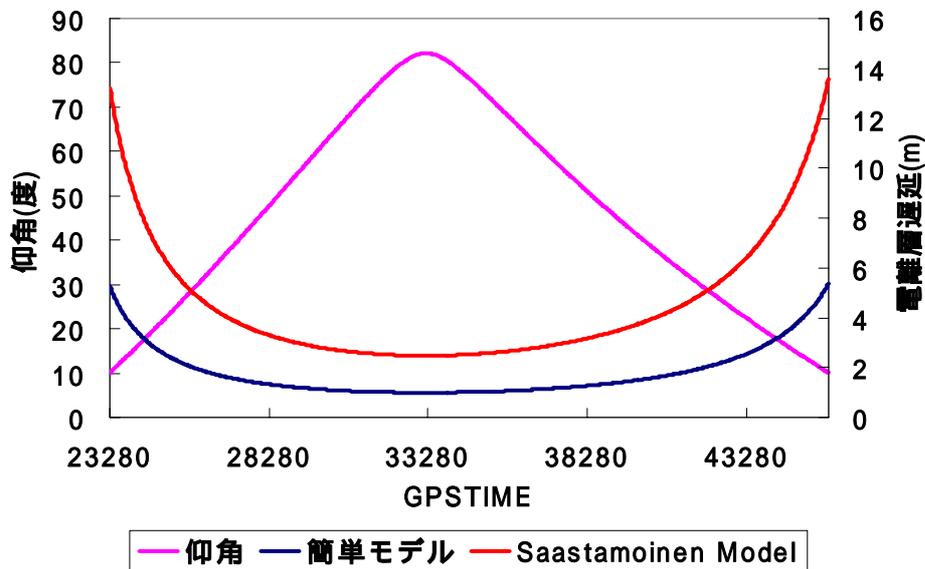


図 3.11 対流圏遅延の推定の比較

図 3.11 の青い曲線は 2.3.5 節に紹介した簡単な対流圏モデルから推定された対流圏の遅延で、赤い曲線は Saastamoinen モデルと Niell マッピング関数によって推定された対流圏の遅延である。図のように、天頂部分における遅延量の差は目立つほどではないが、衛星の

仰角は低くなるにつれてマッピング関数の区別がよく現れてきた。また、赤い曲線の方は、仰角の一番高いところに対して全く対称することではない。これは、Saastamoinen モデルと Niell マッピング関数は仰角だけでなく、その時の気象データにも依存すると考えられる。

3.4.4 対流圏モデルの変更による測位精度の向上

3.3.6 節に採用した測位アルゴリズムの上、気象データを利用した対流圏モデルにより対流圏遅延量を推定し、実データの解析と行なう。3.3.6 節まで使用した観測データのほかに、IGS の FTP サーバから 2005 年 5 月 1 日の小金井で測定された気象データの RINEX ファイルを

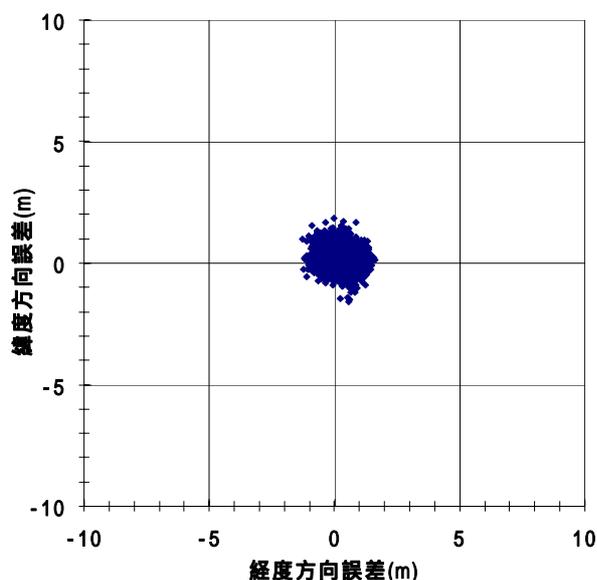


図 3.12a 水平方向の測位結果(3.3.6+気象データを利用した対流圏モデル)

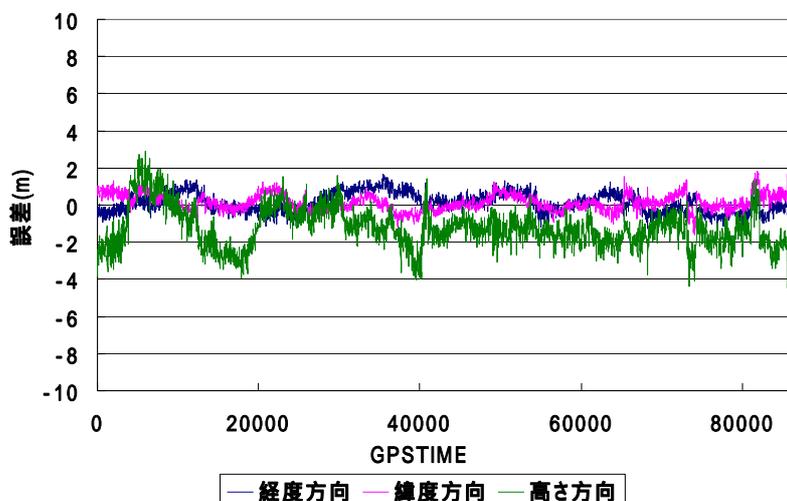


図 3.12b 時系列の測位結果(3.3.6+気象データを利用した対流圏モデル)

ダウンロードした。改良した単独測位の結果を図 3.12 に示す。測位結果の比べによると、単独測位の水平方向の精度よくなったことが分かった。更に、高さ方向の測位結果について、確度と精度とも大幅に改善された(表 3.12)

	経度	緯度	高さ
平均	0.13	0.14	-1.25
標準偏差	0.53	0.45	1.10
2drms	1.39		

表 3.12 測位誤差平均値と標準偏差((3.3.6+気象データを利用した対流圏モデル)

3.5 一周波単独測位と Differential Code Biases(DCBs)

違う種類のコードと周波数は異なるハードウェアバイアス(Biases)を引起す。一周波受信機を用いる単独測位でサブメートルの精度を得られるために、これらのバイアスを考慮するのが効果的である。

3.5.1 P1-P2 DCBs

衛星から放送されてきた航法メッセージによる衛星位置と時計、あるいは精密衛星軌道による衛星位置と時計いずれにして、電離層フリー線形結合(ionosphere-free linear combination)に依存するものである。このため、一周波受信機による単独測位の場合に、L1帯のPコードとL2帯のPコードの違いから生じたバイアス(P1-P2 DCBs)を考慮しなければならない。二周波コード測定値によって GIM の電子量を決定する時の副産物として、P1-P2 DCBs 値は IONEX ファイルの先頭に出力される(表 3.15)。一般的に、P1-P2 DCBs は ± 4 nanoseconds(あるいは ± 1.2 m)の範囲で変化しており、無視するならわりと大きな誤差が生じてしまう。しかし、衛星から送られてくる航法メッセージに P1-P2 DCBs とほぼ同じなパラメータ T_{GD} (SV group delay differential)が含まれている。通常の単独測位において、 T_{GD} を利用するのが便利である。一方、精密衛星軌道によって単独測位を行なうときに、IONEX ファイルに含まれている DCBs を利用するのが一般である。本稿のデータ解析では、既にこれを原則として P1-P2 DCBs を考慮している。

P1-P2 DCBs は P1 と P2 の測定値におけるバイアスであるが、もっと一般的な C/A コードによる単独測位には、P1 コードと C/A コードから生じたハードウェアバイアス(P1-C1 DCBs)を追って補正することが必須である。P1-C1 DCBs の大きさは典型的に 60cm であり、毎日 0.05 nanoseconds 範囲での微小な変動が起こっている。CODE はインターネットで一ヶ月一回衛星ごとに P1-C1 DCBs を公開しているが、十分な精度が得られると言われている。

DIFFERENTIAL CODE BIASES			START OF AUX DATA
01	-2.868	0.066	PRN / BIAS / RMS
02	5.815	0.029	PRN / BIAS / RMS
03	-2.371	0.041	PRN / BIAS / RMS
04	-1.162	0.020	PRN / BIAS / RMS
05	-2.455	0.030	PRN / BIAS / RMS
06	-1.973	0.048	PRN / BIAS / RMS
07	-4.044	0.041	PRN / BIAS / RMS
...			
31	-1.375	0.040	PRN / BIAS / RMS
DIFFERENTIAL CODE BIASES			END OF AUX DATA

表 3.13 P1-P2 DCBs

3.5.2 P1-C1 DCBs の利用による測位精度の向上

本節では、P1-C1 DCBs を利用することにより、単独測位の精度を改善し、効果確かめる。3.4.4節までに採用した測位アルゴリズムの上、CODEのウェブサイトから2005年5月のP1-C2 DCBs 測定値を取得した。再度にデータを解析した結果を図 3.13 に示す。測位計算の結果によると、単独測位の水平方向の精度よくなったことが分かった。更に、高さ方向の測位結果について、確度と精度とも大幅に改善された(表 3.14)

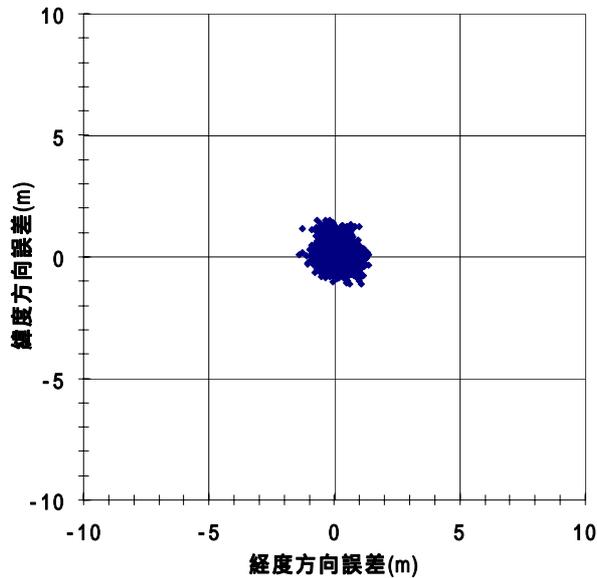


図 3.13a 水平方向の測位結果(3.4.4+P1-C1 DCBs)

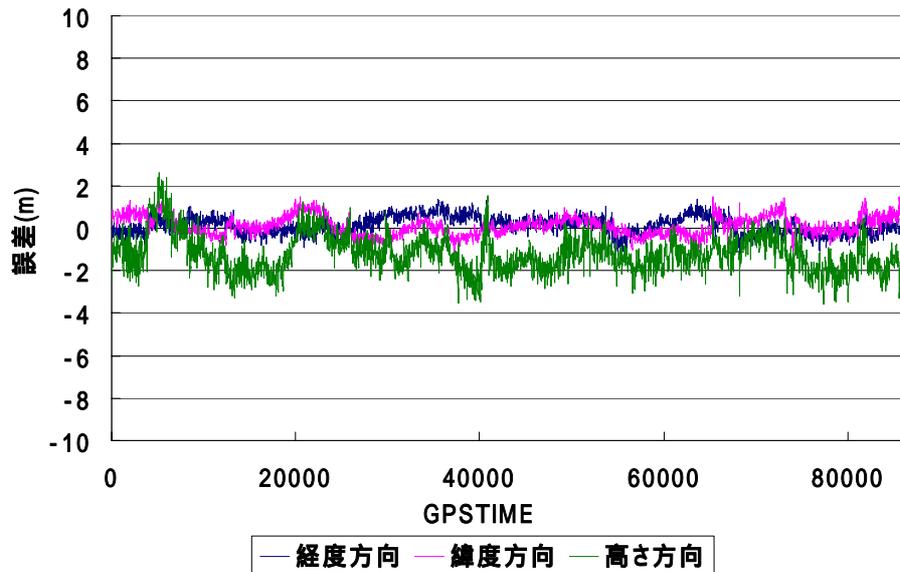


図 3.13b 時系列の測位結果(3.4.4+P1-C1 DCBs)

	経度	緯度	高さ
平均	0.13	0.12	-1.21
標準偏差	0.41	0.45	0.89
2drms	1.23		

表 3.14 測位誤差平均値と標準偏差(3.4.4+P1-C1 DCBs)

3.6 キャリアスムージング

擬似距離測定値に含まれている受信機雑音とマルチパスによる誤差を低減するに、搬送波位相測定値との融合が役立つ。本節では、単独測位の精度向上の最後の段階として、キャリアスムージングの効果について調査する。

3.6.1 ハッチフィルタ

搬送波位相測定値を用い、コードに基づいた擬似距離を滑らかにするアルゴリズムは、Hatch によって、1982 年ごろにはじめて提案された。次の内容に依存している。

- 搬送波位相測定値は、非常に正確に衛星から受信機までの距離を測ることが可能である。
- 二つの観測エポック間で擬似距離の変化分と搬送波位相の変化分は同じである。
- 搬送波位相測定値におけるマルチパスや受信機雑音による誤差は、センチメートルレベルであり、擬似距離における誤差の約 100 分の 1 である。つまり、搬送波位相の変化分ははるかに精度が高い。
- 搬送波位相測定値に整数バイアスが含まれているが、連続して追尾されている間、一定

な整数バイアスが維持される。

ある衛星に対して、一連の M 個エポックにおいて擬似距離 ($P_i, i=1, \dots, M$) と搬送波位相測定値 ($\phi_i, i=1, \dots, M$) が観測されたとして、スムージングかけた擬似距離 \hat{P}_M は次式によって与えられる。

$$\hat{P}_M = \frac{P_1 + P_2 + \dots + P_{M-1} + P_M}{M} + \phi_i - \frac{\phi_1 + \phi_2 + \dots + \phi_{M-1} + \phi_M}{M} \quad (3.14)$$

実際の計算する時に、次式のように便利な回帰的な式が利用される。

$$\hat{P}_M = \frac{1}{M} P_M + \frac{M-1}{M} (\hat{P}_{M-1} + \phi_M - \phi_{M-1}) \quad (3.14)$$

M は平均化定数と呼ばれ、平均化に使用する測定エポック数を意味している。 M 値の選択は観測エポックの間隔に関連する。本稿における全ての解析は 30 秒間隔の観測データを用いているため、 M は 20 とする。

3.6.2 キャリアスムージングによる測位精度の向上

単独測位の精度向上の最後に、キャリアスムージングの効果を示す。ここまで議論した全ての改善アルゴリズムを採用し、更にスムージングした擬似距離によって測位計算を行う。結果を図 3.14 に示す。時系列の三次元座標の結果は滑らかな曲線となり、キャリアスムージングによって、受信機雑音とマルチパスの誤差が削減されることが分かった。ここまで、単独測位においても、サブメートル程度の精度が得られた(表 3.15)。

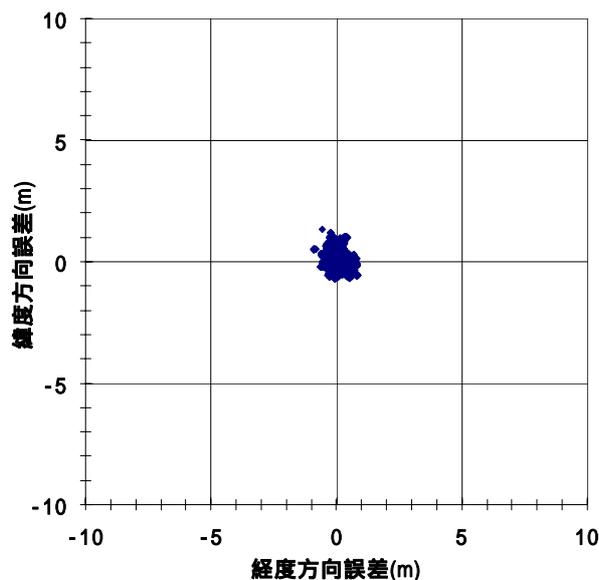


図 3.14a 水平方向の測位結果(3.5.2+キャリアスムージング)

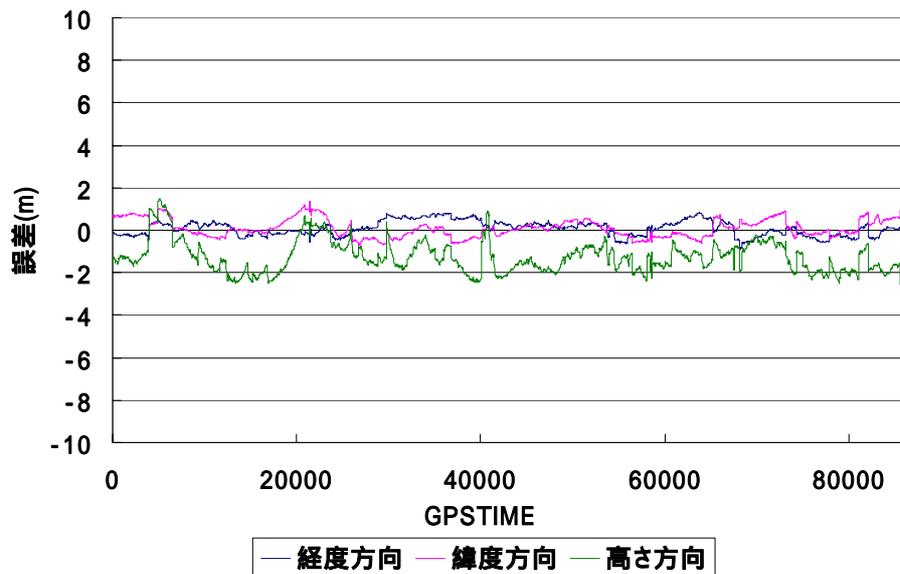


図 3.14b 時系列の測位結果(3.5.2+キャリアスムージング)

	経度	緯度	高さ
平均	0.08	0.09	-1.27
標準偏差	0.35	0.42	0.76
2drms	1.09		

表 3.15 測位誤差平均値と標準偏差(3.5.2+キャリアスムージング)

3.7 まとめ

本章では、サブメートルの精度を得る目的として、GPS 単独測位の誤差要因について改良した補正方法を議論し、実データの解析によって段階的に効果を示した。主な改良点は以下のとおりであった。

- IGS の精密衛星軌道を利用することにより、軌道誤差がわずか数センチ程度に抑えられた。15 分間隔の衛星位置から観測エポックにおける衛星位置を算出するため、11 次多項式の内挿アルゴリズムを実現した。
- IGS の精密衛星時計を利用することにより、時計誤差が 0.1 ns(3cm)以下に抑えられた。これに対して、軌道内挿と同じな多項式の内挿アルゴリズムを用いた。
- CODE の全地球電離層分布図(GIM)を利用し、Klobuchar モデルの代わりに電離層遅延を推定した。グリッド状の二次元電子数データから連続した電子数を算出するため、平面と時間の内挿アルゴリズムを実現した。また、マッピング関数により傾斜電子数を求め、電離層遅延量を決定した。

- 実に測定された気象パラメータを条件とし、Saastamoinen モデルと Niell マッピング関数の組み合わせにより、対流圏遅延量を改めて推定した。
- 一周波単独測位に対して、Differential Code Biases を考慮する必要性について議論した。P1-P2 DCBs と T_{GD} は一致することを述べ、P1-C1 DCBs を考慮し、測位計算を行なった。
- 受信機雑音とマルチパスの影響を低減するため、キャリアスムージングを実施した。

以上の改良を加えた結果、一周波受信機の単独測位において、水平方向と高さ方向ともサブメートル程度の精度が得られることを確認した。

第4章 単独測位試験と考察

第三章で紹介したアルゴリズムを利用し、二周波受信機による単独測位実験とリアルタイム単独測位実験を行い、結果に基づき区別を考察する。

4.1 二周波受信機による単独測位

第二章で述べたように、L1 と L2 の二周波用 GPS 受信機を装備した場合、測定値より電離層の遅延量を正確に推定することができ、測距誤差の原因となっている電離層遅延を除去することができる。本節は、GIM の代わりに、二周波により電離層遅延を推定し、単独測位を行なう。使用したデータは前章と全く同じであるが、電離層遅延量の推定は電離層フリー線形結合に依存するので、一周波による単独測位における DCBs の補正は不要である。

二周波による単独測位の結果が図 4.1 に示される。比較するため、一周波による単独測位の最終結果も同時に出力される。図 4.1a に青い部分は GIM を利用した単独測位の水平結果で、ピンクの部分は二周波による単独測位の水平結果である。図 4.1b に二種類単独測位において時系列の高さ方向の誤差が示されている。また、表 4.1 はそれぞれの平均値と標準偏差である。

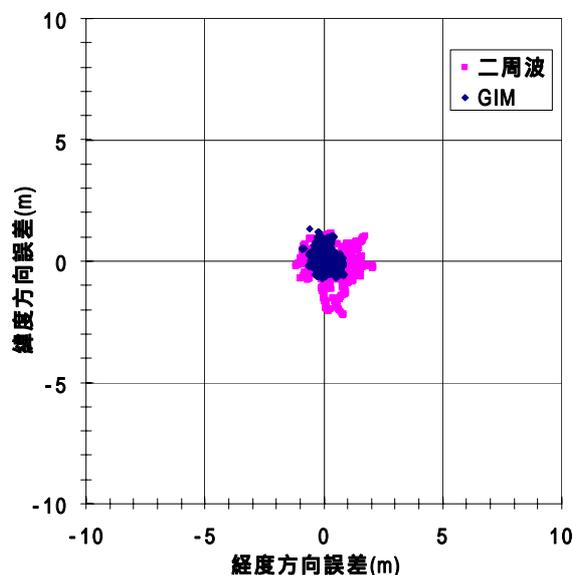


図 4.1a 水平方向測位結果の比較(二周波と GIM)

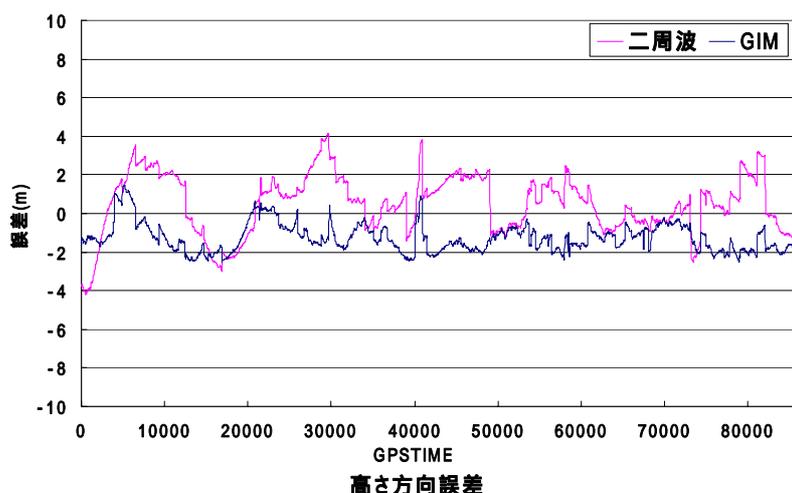


図 4.1b 時系列の高さ方向測位結果の比較(二周波と GIM)

結果によると、GIM を利用したことによって、水平方向と高さ方向とも高い精度が得られた。これについて、以下の二点は原因として考えられる。

- まず、今回の計算プログラムでは、サイクルスリップが発生したときに、初めからキャリアスムージングをかけなおした。それで、今回の実験で 30 秒間隔の観測データを使ったため、サイクルスリップはわりと頻繁に発生し、キャリアスムージングし難くなり、測位精度にも影響を及ぼした。
- 次に、電離層遅延量を推定するに L1 帯の C/A コード擬似距離と L2 帯の P コード擬似距離を用いた。このため、各衛星に対して Difference Code Biases がもたらされ、測位精度を劣化させた。

	二周波			GIM		
	経度	緯度	高さ	経度	緯度	高さ
平均	0.31	0.30	0.11	0.08	0.09	-1.27
標準偏差	0.69	0.57	1.53	0.35	0.42	0.76
2drms	1.80			1.09		

表 4.1 測位誤差平均値と標準偏差の比較(二周波と GIM)

4.2 リアルタイム単独測位実験

前章まで、精密衛星軌道、時計と GIM とも Final 製品を利用し、単独測位の改良を試みた。後処理で位置を求めるには、Final 製品の利用は当然であるが、リアルタイムの単独測位には、それぞれの Predicted 製品を利用しなければならない。本節は、リアルタイム単独測位の精度を評価する目的として、次の4つのデータ解析(表 4.2)を行う。

順番	精密衛星軌道、時計		GIM	
	Final	Predicted	Final	Predicted
解析				

表 4.2 解析におけるデータの組合せ

観測データは国土地理院の FTP サイトからダウンロードした電子基準点足立のデータ(2005年7月11日 00:00:00~23:59:30)を利用する。そのほか、P1-C1 DCBs は CODE のウェブサイトから取得され、補正される。対流圏モデルは前章と同じく、気象データは IGS の FTP サイトからダウンロードされた。四つの解析の結果を図 4.2 に並べ、比較する。図 4.2a は水平方向の測位結果で、図 4.2b は高さ方向の結果である。

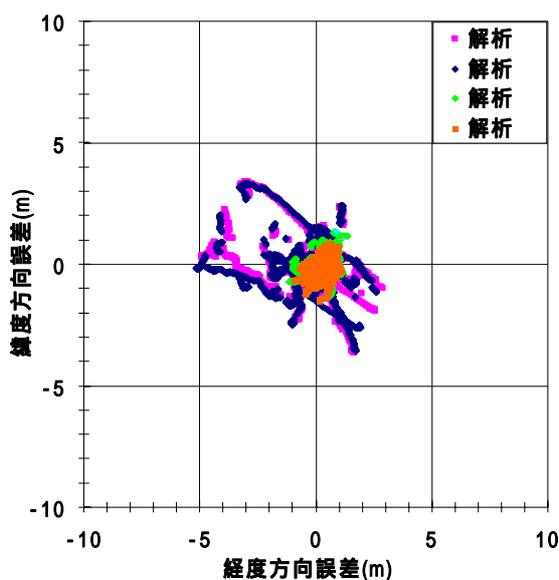


図 4.2a 水平方向の測位結果の対照

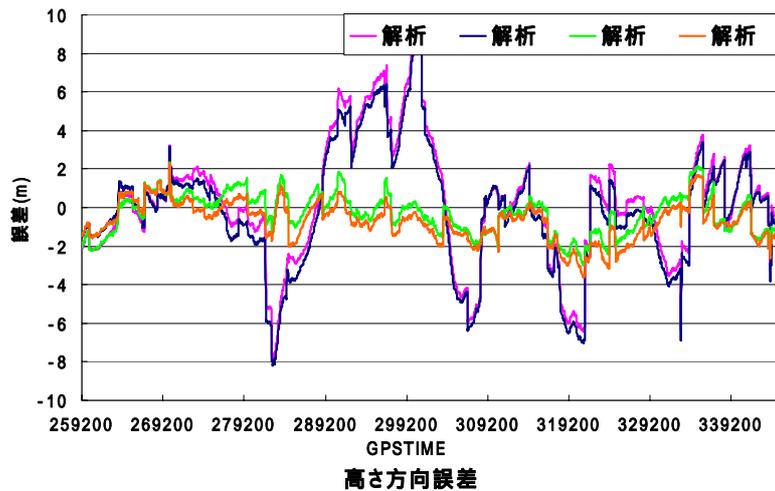


図 4.2b 高さ方向の測位結果の対照

まず、解析 と解析 の結果を比較する。図 4.2 かつ表 4.3 によって、GIM の Final データと Predicted データはそれほど大きな違いがなかった。同じにただ GIM が違った解析ペアの解析 と解析 によっても、測位結果に大きな違いは生じなかった。したがって、GIM の Predicted データは Final データと同じく、かなり高い精度で電離層電子量を予測したことが分かった。

	解析			解析		
	経度	緯度	高さ	経度	緯度	高さ
平均	-0.33	-0.02	0.25	-0.36	-0.11	-0.12
標準偏差	1.63	1.25	3.12	1.65	1.23	3.09
2drms	4.11			4.12		

	解析			解析		
	経度	緯度	高さ	経度	緯度	高さ
平均	0.35	-0.04	-0.33	0.32	-0.13	-0.70
標準偏差	0.40	0.50	1.04	0.37	0.45	1.00
2drms	1.28			1.16		

表 4.2 測位誤差平均値と標準偏差の対照

次に、解析 と解析 の結果を比べる。図 4.2 かつ表 4.2 からわかるように、同様に GIM の Final データを利用するにかかわらず、Final 精密衛星軌道と時計を利用した解析 の方は、著しくよい精度を得た。解析 と解析 の結果を比べても、同じな傾向であった。第三章で叙述した通り、衛星軌道が決めた規律で変化していることに対して、規律なし変化している衛星時計の予測は難しい。したがって、解析 の結果を劣化させたのは、衛星時計の予測に生じた誤差はその要因の大部を占めていると考えられる。また、時系列の測位結果(図

4.2b)から見ると、測位開始時刻から 6 時間ぐらい経ってから、測位精度の劣化は現れ始まった。これについて、時間がたつにつれて、衛星時計の精度が悪くなると考えられる。IGS は 6 時間ごとに、一日四回で Predicted 精密衛星軌道と時計製品を提供しているので、常に最新なものを利用することが望ましい。

最後に、解析の結果に基づき、リアルタイムの単独測位において、IGS の Predicted 精密衛星軌道と時計、CODE の Predicted GIM を利用することによって、1m 近くの精度(水平方向)が得られることが確認できた。

第5章 結論

5.1 総括

本稿では、GPS 単独測位の誤差要因について議論した上で、誤差を減少する方法を示し、サブメートル精度の単独測位を実現した。

第2章では、GPS の概要を初めとし、GPS 単独測位の原理を示した。単独測位の誤差要因は、以下の通りにあげた。

- 衛星軌道誤差、航法メッセージによる誤差(1)は約 2.1m。
- 衛星時計誤差、航法メッセージによる誤差(1)は約 2.1m。
- 対流圏誤差、経験モデルによる誤差(1)は 0.7m。
- 電離層誤差、Klobuchar モデルによる誤差(1)は 4.0m。
- 受信機雑音とマルチパスはモデルできない誤差として存在する。

そして、国土地理院の電子基準点データを利用して、単独測位計算を行い、結果を示した。

第3章では、一周波受信機における GPS 単独測位でサブメートルの精度を目指し、改良を試みた。各誤差要因に対して、従来の補正モデルと違ったモデルを紹介し、段階的に改良の効果を明示した。具体的に以下の通りである。

- 衛星位置の計算について、従来のエフェメリスの代わりに、IGS の精密衛星軌道を利用した。15 分間隔の位置情報から任意時刻における衛星位置を算出する方法として、多項式内挿アルゴリズムを述べた。
- 衛星時計の補正について、従来の航法メッセージの代わりに、IGS の精密衛星時計を利用した。軌道計算と同じな多項式内挿アルゴリズムを用い、時計補正量を計算した。また、30 秒、5 分、15 分間隔の時計データの精度についても、比較した。
- 電離層遅延量の推定について、Klobuchar モデルの代わりに、CODE が提供している GIM により電子数を計算し、遅延量を推定した。そのため、時間と平面と内挿アルゴリズムを紹介した。
- 一周波受信機における GPS 単独測位では、Differential Code Biases を考慮する必要性について議論した。
- キャリアスムージングについて、ハッチフィルタを利用した。

以上の各段階において、測位結果を与え、比較したことで、改良の有効性を確認できた。最後の段階に至って、予想したサブセンチの精度ができた。

第4章では、二つの単独測位の解析を行なった。まず、二周波測定値から電離層遅延量の推定と GIM からの推定を比較した。サイクルスリップが測位に影響することはわかった。また、リアルタイム単独測位の精度について調査した。Predicted GIM は Final GIM とほぼ同じの精度で電離層電子数を推定したことを確認した。一方、Predicted 精密衛星軌道と時計について、Predicted 衛星軌道は Final とわずか数センチのずれで予測されるに対して、衛星時計は規律無く変動しているため、正確に予測できない。それゆえに最新の Predicted 精密衛星軌道と時計を利用するのが必要であると考えた。

5.2 今後の課題

本節では GPS 単独測位に関して今後の課題を述べる。

第4章の二周波受信機の単独測位では、キャリアスムージングにおいてサイクルスリップが発生した時に、その時からスムージングをかけ直した原因で、二周波測定値の雑音を除くことができなく、測位精度を劣化させたことが分かった。ここで、サイクルスリップの除去する処理が期待される。サイクルスリップが発生したとしても、搬送波位相において不変なアンビギュイティを維持することによって、連続にスムージングすることができ、測位精度には影響しないでしょう。また、一周波受信機の単独測位の精度向上にも有意ではないかと考えられる。

第4章のリアルタイム単独測位では、24時間測位を行なったことに対しても、Predicted 精密時計は一回しか取らなかった。そのため、リアルタイム測位の精度がかなり劣化していることが分かった。ここで、6時間ごとに Predicted 精密時計を取得し、測位精度を向上させると期待される。

また、精密単独測位(Precise Point Positioning)と呼ばれる搬送波位相測定値を利用した単独測位アルゴリズムについて勉強や研究を計画されている。センチレベルの精度を得るため、3.1 節に述べたアンテナ位相オフセット(antenna phase offsets)、phase wind-up、地球固体潮汐(solid earth tides)、海洋荷重(ocean loading)などの誤差補正とサイクルスリップ除去、逐次最小二乗法やカルマンフィルタの数学モデルの実装は課題として残される。