

GPS概論とSA対策の一方法

伊藤泰義*、井上圭典*

Outline of GPS and a Measure of SA by

Yasuyoshi ITHO, Keisuke INOUE

Abstract

This paper is divided into two parts. The first part outline of GPS, while the second part describes the method of fixing the position, which can minimize the effect of SA, and gives the result of an experiment that attests to the efficacy and advantage of the method.

Starting with introductory remarks the first part deals with the following themes: the principle of position fix, code pseudoranges, phase pseudoranges, the kinematic method, the OTF technique, and lastly DGPS network both in Japan and the rest of the world.

The second part addresses itself to the following contents: the calculating method of satellite coordinates and its examples, the relationship between the age of ephemeris and the degrees of precision of satellite coordinates, the construction of the observation equation and its solution, the relationship between the stability of the solution and the determinant of the coefficient matrix, examples of inferior precision caused by the effect of SA, and examples in which errors caused by SA are reduced.

Whereas the effect of SA normally produces random variation for a fixed position with the error ranging from 50 to 150 meters, our method could reduce the amount of variation of the error by 50 % approximately.

A glossary of GPS terminology is appended at the end of the paper.

*システム技術部

原稿受付 平成8年11月6日

審査済 平成9年5月7日

目次

1. はじめに	2
第1部 GPS概論	
2. GPSシステムの3部門	
2.1 衛星	3
2.2 衛星の配置	3
2.3 衛星軌道の規模、公転周期	3
2.4 衛星からの信号	3
2.5 衛星監視	3
2.6 衛星制御	4
2.7 軌道決定	4
2.8 受信機	4
3. 観測方程式	4
3.1 疑似距離の原式と観測方程式	4
3.2 フェイズ観測方程式の応用——未知量、パラメータの消去	7
3.3 距離差観測	7
4. 運用上の諸問題	7
4.1 利用分野の拡大	7
4.2 各応用分野の要求精度	8
4.3 フェイズ観測技術の「遺産相続」	8
4.4 SAとその対抗策	9
4.5 SA下の決定位置精度	10
4.6 米国GPS行政のあれこれ	10
5. キネマチック測位	10
5.1 キネマチック測位の要件	10
5.2 アンテナスワップ法	11
5.3 OTF (On The Fly) 法	11
6. 内外のDGPS運用	12
6.1 日本におけるDGPS	12
6.2 米国におけるDGPS	13
6.3 諸外国におけるDGPSと国際協力	14
6.4 民間でのDGPSサービス	14
第2部 SA対策の一方法	
第2部への序論	
7. 衛星の座標、時計補正值	16
7.1 GPSTIMEについて	16
7.2 軌道情報、航海情報および衛星情報	16
7.3 エフェメリス情報	16
7.4 アルマナック情報	16
7.5 電離層モデルのパラメータ	17
7.6 電離層モデル式	17
7.7 大気層通過による遅延時間の計算	17
7.8 エフェメリスから衛星の x, y, z 座標、衛星搭載時計補正值の求め方	17
8. X, Y, Z, CDTの「寿命」	19
8.1 X, Y, Z, CDTの計算例とX, Y, Zの「寿命」	19

9. 観測方程式と解法	25
9.1 コード測定によるGPSの観測方程式	25
9.2 原式の解法—線形化と逐次近似法	25
9.3 INOUEの解法原式	25
10. 解への準備	26
10.1 エフェメリスの解説	26
10.2 電離層モデルのパラメータの解説	26
10.3 相対論を信号、軌道に適用	26
10.4 ジオイド高の計算	27
11. 解の実際	27
11.1 MX4200の生データを使った計算例	27
11.2 疑似レンジ観測を基礎にした解法の種々相	27
11.3 飛来衛星数の増加とコンピュータ性能の向上	30
12. 解の安定性について	30
12.1 不安定な解の存在	30

1. はじめに

船舶の運航において自船の位置情報は非常に重要な情報である。

特に、内航の船舶においては、狭水道や沿岸域の航行そして大都市圏への接近が求められるため、輻輳海域を運航せざるを得ない状況にある。そのため岩礁や浅瀬への座礁や乗り上げ、または他船との衝突を防止するため、他船と自船との位置関係や正しく航路内を航行しているか等、自船の正確な位置は、操船者にとって必要不可欠な情報である。こうした状況の中で、技術の発達により最近かなりの精度でかつ容易に位置測定が可能となったGPSに注目してGPSの現状技術を調査した。

GPSが民間に公開されて以来、受信機メーカーと研究者との協力で、メーカー各社が競ってGPS受信機を発売してきた。

利用者が受信機を使い、性能を調べ、メーカーに注文を出す、メーカーは更に性能向上のため研究者から新しい技法の提供をうけソフトを開発するという、お定まりのサイクルでGPSのソフトとハードが発展・進化している。

この研究開発のサイクルの過程で夥しい数の論文が内外で発表されてきた。一説には毎日世界のどこかで一編の論文が生まれているという。⁽³⁾

これらを取って大胆に分類するなら(一)各社受信機の性能テスト結果と適用条件・限界など。(二)利用分野拡大のための各種技法の提唱、ということになる。

これらは、GPSが後述するように、制御・衛星・受信機の3部門からなるシステムでありながら、民間で関与できる部分が受信機部門に限られていることからくる現象であるといえなくはない。通常、システム全体の向上・発展のためには、各部門に関して大いに論議があつてしかるべきであるが、そのようにはなっていない。

小論では、第一部にGPSの概要、GPSの現況、最新の話、応用分野等をGPS概論として記述し、第二部に筆者の一人がエフェメリスと生データとを出力する受信機を

利用して受信機の位置を求めるプログラムを開発した。その概要を記述した。

また、船舶技術を通しての運輸行政の観点からみたGPSの幾つかのトピックをとりあげている。

米国においてはNRC (National Research Council) にCETS (Commission on Engineering and Technical System) なる委員会があり、その下にCFGPS (Committee on the Future of Global Positioning System) GPS未来小委員会なるものがあり、技術的な諸問題が取り上げられ検討されてGPSの未来像を描いているが、その実現には当然行政の問題も絡んでくる。NRCは政・財・学界にテーマ毎に幾つかの勧告を公表している⁽⁴⁾。

わが国において国家行政全体の立場からGPSを正面から取り上げ審議・検討はされておらず、各省庁が個別に取り上げているに過ぎない。最近二、三の省庁で、省庁間の枠を越えた横断的な検討が開始されはじめようとしている。むしろGPSに関しては民間レベルでの利用・開発が先行している。今や応用分野の地平を見きわめることができないうちに発展しているGPSについて行政の立場から見定めておく必要があり、われわれはその問題意識を持ちつつ検討を進めた。

第1部 GPS概論

2. GPSシステムの3部門

GPS (Global Positioning System, 汎世界測位システム) は、次の3部門からなっている。これらを順次概説する。

- (一) 空間部門—衛星、衛星配置、信号
- (二) 制御部門—衛星監視、制御、軌道決定、ダウンロード、アップロード
- (三) 利用部門—軍事利用、民間利用、ハード、ソフトの開発、技法の研究開発

2.1 衛星

実験段階の衛星をブロック I 衛星と称していた。このタイプの衛星は後述するSAをかけることができない衛星であった。

実用段階の衛星をブロック II 衛星といい、この衛星にはSAがかけられるように開発された。更にブロック II A、ブロック II Rというタイプの衛星が打ち上げられはじめていく。これらは、衛星内で独自に衛星軌道要素を計算し、衛星間の通信も可能で、地上から長時間軌道要素が送られてこなくとも正確なエフェメリスを発信し続けることができるようになっていく。衛星の寿命は5~10年であるから、全部の衛星がII Rに替わるのは、2003年頃といわれている。

2.2 衛星配置

衛星の軌道と軌道上の配置は決められており、6軌道、1軌道に4衛星が最終配置で、現在ほぼその配置は完成し、古くなった衛星を次々に新衛星に替えているのが現状である。[用語集、第1図] 湾岸戦争時、SAをOFFにしたが、

衛星配置の関係から一日のうち18時間しか利用できない場合が生じ、当時問題にされた。

1996年4月現在、24衛星と予備衛星が地球を周回している。地球上のどの地点にいようと、上空に少なくとも8個の衛星が受信できるよう配置されている。これに対して米国NRCの下部組織であるGPS未来小委員会では、現状でも不十分であるという意見を発表している。

2.3 衛星軌道の規模、公転周期

軌道の大きさは、半長径 $A = 26000\text{km}$ で、地球半径(6378km)の約4.077倍の大きさである。軌道の傾きは赤道に対して約55度、地球に対する公転周期は約12時間である。

2.4 衛星からの信号

衛星の発信信号の基本周波数は $f_0 = 10.23\text{MHz}$ であり、第1表のような各種の信号が送られてきている。

表-1 GPS周波数

搬送波L1	$154f_0 = 1.57542\text{ GHz}$	(波長約 19.0 cm)
搬送波L2	$120f_0 = 1.22760\text{ GHz}$	(波長約 24.4 cm)
Pコード	$f_0 = 10.23\text{ MHz}$	(波長約 29.3 m)
C/Aコード	$f_0/10 = 1.023\text{ MHz}$	(波長約 293 m)
航法情報	$f_0/204600 = 50\text{ Hz}$	(波長約 5950 km)

Spilkerはこれを次式で表している。⁽²⁾

$$L1(t) = A_1 P(t) D(t) \cos(2\pi f_1 t) + A_2 C(t) D(t) \sin(2\pi f_1 t)$$

$$L2(t) = A_1 P(t) D(t) \cos(2\pi f_2 t)$$

ここ A_1 , A_2 はそれぞれPコード、C/Aコードの振幅、 $P(t)$, $C(t)$ はそれぞれPコード、C/Aコード、は航法情報データである。

航法情報 $D(t)$ は、1500ビットを1フレームとする情報単位で繰り返し発信されている。1フレームはさらに300ビット毎の5つのサブフレームに分けられ、サブフレームの1,2,3は1ページからなり、4,5フレームは25ページからなっている。それで25フレーム分が発信されて、航海情報は完結される。

1秒50ビットの割りに出力されているから、1フレームの出力に30秒かかり、25フレーム全部の出力に12.5分かかる。

サブフレーム1,2,3は、エフェメリスすなわち精密軌道暦、搭載原子時計の補正值、軌道元期の週番号(WN)が含まれている。それでエフェメリスは30秒毎に発信されることになる。

サブフレーム4,5の1セット25ページに、アルマナックすなわちその時点で上げられている全衛星の低精度の軌道情報および衛星の健康状態、注意情報、警報などが含まれている。

2.5 衛星監視

現在世界的に20箇所を超えるの衛星監視局が衛星を常時追跡監視し米国防省に協力している。この監視網を

CIGNET (Cooperative International GPS Network) と称している。これから得られた情報は、制御局に集められる。日本の協力局は鹿島の郵政省電波研究所である。

米国NRCは、この監視網の点をもっと増やすよう国防総省に要望している⁽⁴⁾。

2.6 衛星制御

衛星の状況（健康状況、衛星搭載原子時計とTAI, International Atomic Timeとの比較、軌道要素）を調査し、各衛星に最新軌道情報をアップロードする。

軌道情報中のエフェメリスは、修正ケプラー軌道要素[用語集]と呼ばれるもので、これを使い、規定の計算様式に従って計算すれば、衛星の位置が数メートルの誤差範囲に納まると言われている (Remondi, B.W)⁽⁵⁾。この精度の検討については後述する。

マスター制御局 (CSOC, Consolidated Satellite Operations Center) はコロラドスプリングス近郊の空軍基地内にある。

制御・追跡を兼ねた局は、他にHawii, Ascencion, Diego Garcia, Kwaleinの4箇所がある。

2.7 軌道決定——空間座標系から地球固定座標系へ

軌道決定の詳細は軍事機密とされ公表されていないが、およそ次のようにしているのであろう。

衛星追跡から得られ観測データの、測心座標から地球固定座標への変換、極運動補正、天球座標への変換を行い、更に章動・歳差の座標変換を行い、恒星を基準とした慣性座標系での衛星の位置を計算する。

これから各衛星の軌道を決定しケプラー軌道要素を求め、予報時間帯の衛星の位置を計算する。座標系を歳差運動にあわせ瞬時の平均赤道・平均春分点に移し、それに伴う衛星の座標を変換する。次にこの座標系をさらに瞬時の真赤道・真春分点に移し、それに伴う衛星の座標を変換する。これまでの座標系は天球上で設定した座標系である。

GPSでは衛星の座標を、最終的には地球に固定した座標系で表示するから、これと天球座標系との関係を求めなければならない。この関係は正確には事後に判明するが、1、2週間先の予測は可能で、この関係は極運動として発表されている。これを用いて衛星の座標を地球固定座標系に変換する。

こうして得られた衛星座標から、修正ケプラー軌道要素を、予報時間帯内では所要精度を維持できるよう最小自乗法的手法で求める。これを衛星にアップロードする。

この軌道要素の「寿命」に関しての調査結果は、8 X, Y, Z, CDTの「寿命」で述べる。

ここに、X, Y, Zは衛星の3次元座標であり、CDTは衛星時計のオフセット値で、単位をメートルに換算した値である。

2.8 受信機

これまで述べてきた事項は、与件であって、われわれユーザーが関与出来るものではないが、これまでわれわれが関与出来る受信機関連部門について工夫、改良が重ねられ

てきた。

コンピュータの高速・大容量化、超高密度集積回路の出現、計測・制御技術の向上などで、メーカーに対するユーザーや研究者の要求が満たされつつある。またユーザーの利用分野は多様化し、要求の条件（価格・精度・小型化・取り扱い易さ等）も広がる一方である。

ユーザーや研究者の要求・データ利用の技法に終わりはなく、全体として受信機の廉価・小型化・軽便化・ソフトの向上に向け努力が続けられている。

3. 観測方程式

3.1 疑似距離の原式と観測方程式

3.1.1 コード測定から得られる観測方程式

真空中の光速を c とし、衛星から電波が発信された「正確な時刻」を τ_A 、受信機がそれを受信した正確な時刻を τ_B とすると、発射瞬時の衛星の位置と受信した瞬時の受信機との距離は

$$c (\tau_B - \tau_A) \dots\dots\dots (2.1)$$

である。

しかし、電波は真空中を通過せず、衛星・受信機が持つ時計には誤差が含まれている。

今、衛星時計時刻を t_A 、誤差を Δt_A とすると $\tau_A = t_A + \Delta t_A$ である。

同様に受信機時計時刻 t_B 、を誤差を Δt_B とすると $\tau_B = t_B + \Delta t_B$ である。

電波の電離層通過遅延時間を d_1 、大気層通過遅延時間を d_2 とする。

われわれが観測できるのは時間差 $t_B - t_A$ である。この内容を吟味すると、受信機が受信機時計に従ってつくるPRN (pseudo random noise) コードのレプリカを発信させ、衛星が衛星時計に従って発射する衛星固有のPRNのコードと相互相関 (cross-correlation) をとり、衛星から受信機までの到達時間差を読み取っているのである。それぞれの、PRNコードがそれぞれの時計によって制御されているので、 t_A 、 t_B はそれぞれ衛星時計時刻、受信機時計時刻である。

GPSシステムに用いられている時刻系は、GPS時刻 (GPSTIME) と称する1週間周期の特殊な時刻系であるが、1秒間はTAI (国際原子時) の1秒である。これらについては「7.1 GPSTIMEについて」で詳述する。

さて、 t_A 、 t_B とともに正確な時刻ではないから、 $c (t_A - t_B)$ なるものは衛星受信機間の真の距離とはならず、疑似距離と呼ばれる所以である。

疑似距離とはいうものの、われわれが測れるのはこれであり、次式に見る通り、疑似距離から真距離が求められる。

すなわち、

$c(t_B - t_A) = c(\tau_B - \tau_A) - c(\tau_B - \tau_A) + c(t_B - t_A)$ (2,2)
 であるが、 $\tau_B - \tau_A$ は真空中の衛星から受信機までの到達時間であるから、

$\tau_B - \tau_A = t_B + \Delta t_B - d_1 - d_2 - t_A - \Delta t_A$
 とおける。この関係式を (2,2) 式右辺第2項に入れ、整頓すると

$$c(t_B - t_A) = c(\tau_B - \tau_A) - c\Delta t_B + c\Delta t_A + cd_1 + cd_2 \dots\dots\dots (2,3)$$

となる。 $p = c(t_B - t_A)$ と置き、 $c(\tau_B - \tau_A)$ は衛星・受信機間の真距離でこれを ρ と置くと

$$p = \rho - c(\Delta t_B - \Delta t_A - d_1 - d_2) \dots\dots\dots (2,4)$$

上述の通り疑似距離には求めたい真距離が含まれているのである。右辺は測定値である左辺のモデル式である。

これがPRNコード測定によるGPS測位の原式である。(2,3)式を用いて受信機の位置(u, v, w)、受信機の時刻補正值 Δt_B を求めることを考える。

$$c(\tau_B - \tau_A) = \sqrt{(x-u)^2 + (y-v)^2 + (z-w)^2} \quad (2,5)$$

であるが、右辺の座標(x, y, z)は衛星の時刻 τ_A の座標であり、座標(u, v, w)は受信機の時刻 τ_B の座標である。

両者の座標系は地球に固定した座標系である。衛星の座標とは、時刻 τ_A の座標系に準拠したものである。受信機の座標は時刻 τ_B の座標系に準拠したものである。(2,5)式の右辺から真距離を求めるためには、座標(x, y, z)を時刻 τ_B の座標系に変換しなければならない。

それを実行するためには、衛星の座標は最後に地球固定座標に変換しているの、その変換直前まで、 τ_A における軌道上の位置を求め、最後に τ_B の地球固定座標系に変換する。このようにして、(2,5)の右辺を計算すれば、 τ_A 時点の衛星と τ_B 時点の受信機との間の真距離が計算できる。

今、
 $P \equiv c(t_B - t_A)$, $S \equiv c\Delta t_B$,
 $T \equiv c\Delta t_A$, $D_1 \equiv cd_1$, と置き、 $c(\tau_B - \tau_A)$ を $\sqrt{(x_A - u_B)^2 + (y_A - v_B)^2 + (z_A - w_B)^2}$ に置き換えると (2,3) 式は

$$P = \sqrt{(x_A - u_B)^2 + (y_A - v_B)^2 + (z_A - w_B)^2} - S + T + D_1 + D_2$$

未知量 u_B, v_B, w_B, S を含む項を左辺に、既知量を右辺に整頓すると

$$\sqrt{(x_A - u_B)^2 + (y_A - v_B)^2 + (z_A - w_B)^2} - S = P - T - D_1 - D_2 \dots (2,6)$$

となる。
 これがコード測定値から受信機位置を求める観測方程式である。

3.1.2 フェイズ測定から得られる観測方程式

衛星から発信されるコードは、周波数が10.23MHzのPコードと、1.023MHzのC/Aコードの2種類であり、Pコードは、周波数1.57542GHzと1.22760GHzの2種類の搬送波に乗り、C/Aコードは周波数1.57542GHzの搬送波に乗っている。

どちらのコードを採るにしても、衛星・受信機間距離を精密に測定するためには、搬送波の波の数を測る方が精度は高い。

GPSの搬送波の波長の短いことに着目し、そのフェイズを測定して受信機の位置を求める方法は幾種類も開発され、市販された。このうち幾つかはすでに顧みられなくなった。

事実、ある瞬時に衛星から発射された電波が受信機にとらえられるまでの間の搬送波の振動数の測定は容易ではない。それは搬送波には時刻信号が乗せられていないから、時間間隔を直接測定できないからである。しかし、高周波測定技術の向上とコンピュータの高速化、これを生かしたソフトの開発が、それを容易にしつつある。現在でも新しい方法が提唱され、実用化される可能性はある。ここでは次の二つの測定法を紹介する。

(1)搬送波のビート・フェイズ測定

受信機が作る搬送波と衛星からの到来搬送波とのビート・フェイズを測定して、それが到達時間に周波数を掛けたい値に等しいことを利用して方程式を作る。

その筋道は次の通りである。

一般に、周波数 f と ϕ フェイズとの関係は

$$f = \frac{d\phi}{dt}$$

である。 f の次元は **cycle/sec**、 ϕ の次元は **cycle** である。 f を時間に関して積分するとフェイズ ϕ が得られる。すなわち、ある時間帯の周波数 ϕ をカウントすれば、その時間内のフェイズ数が得られる。また、二つの波の振幅 f_1, f_2 が等しく波周波数が非常に近い場合、その合成波はビート現象が生じ、ビート波の周波数は $f_1 - f_2$ である。これを時間で積分すると

$$\Phi_1 - \Phi_2 = \int (f_1 - f_2) dt$$

である。

これを踏まえて、次式を考える。

$$\phi = \phi_i^k = \phi^k(t_A) - \phi_i(t_B) \dots\dots\dots (2,7)$$

ここで t_A, t_B はそれぞれ衛星時計および受信機時計の指示時刻とし、 t_A に衛星から発射された電波が t_B に受信機に到着したものとする。 ϕ_k, ϕ_i はある同一の基準時刻から勘定し始めたフェイズの積算値である。そこで (2,7) 式は次のように書き直せる。

$$\Phi_i^k = \int_{t_0}^{t_A} (f^k - f_i) dt - \int_{t_A}^{t_B} f_i dt$$

測定原点 t_0 が t_A に近ければ

$$\Phi_i^k \approx - \int_{t_A}^{t_B} f_i dt = - f_i (t_B - t_A)$$

とみなせる。

(2,7) は t_A, t_B 間を問題にしており $t_B - t_A$ は 77ms 前後の短い時間であるから、十分な精度で

$$\Phi_i(t_B) = \Phi_i^k(t_A) + f_i(t_B - t_A)$$

と置ける。ここで f は基準周波数である。そこで Φ は

$$\Phi = \Phi^k(t_A) - \Phi_i(t_B) = -f \cdot (t_B - t_A) \dots\dots\dots (2,8)$$

となる。

t_A と t_B との間には、近似的に次の関係式が成り立つ。

$$t_A + \Delta t_A + \rho / c = t_B + \Delta t_B - d_1 - d_2 \dots (2,9)$$

これは、関係式 $(t_B - t_A) = \rho$ から導かれる。

(2,8) 式の右辺と (2,9) 式から

$$\Phi = -\frac{f}{c} \rho - f(\Delta t_A - \Delta t_B + d_1 + d_2) \dots\dots\dots (2,10)$$

が得られる。

これがビート・フェイズ測定による GPS 測位の原式である。右辺は左辺測定値 Φ のモデル式である。

未知量を含む項を左辺に移し整理すると、

$$\rho + c\Delta t_B = -\frac{c}{f} \Phi - c(\Delta t_A + d_1 + d_2) \dots\dots\dots (2,11)$$

この式には、 $\rho = \sqrt{(x_A - x_B)^2 + (y_A - y_B)^2 + (z_A - z_B)^2}$ であるから未知量 u_B, v_B, w_B と $S \equiv c \Delta t_B$ の 4 個を含む。そこで同一受信機で少なくとも 4 衛星の Φ を測定しなければ解けない。

初期の受信機ではこの方法を採用していたが、今は採用されていないようである。理由は次の(2)で説明するとおりであるが、この Φ_i^k の測定技法は、今は運用されてない NNSS (TRANSIT) の Doppler Integral と本質的に同じであり、それがまた次節の方法への橋渡し役をしているので記述した。

(2)連続ビート・フェイズ測定

そもそも、ビート・フェイズ Φ を測定する意義は、衛星・受信機間の距離の変動を検知することにある。 Φ の数が、ある時間内に 1 増えたことは、その時間内に衛星・受信機間の距離が 1 サイクル分 (1 波長分) 近寄ったことを意味する。どちらが動いたかはわからず、他の状況から判断する事になる。

これを踏まえて考えると、(2,7) 式は衛星時刻 t_A の衛

星と受信機時刻 t_B の受信機間の相対距離をサイクル数で求める式である。

実際の測定は、時刻 t_0 でカウンターをリセット (サイクル・ロックとかロック・オンとか呼ぶ)、 $\Phi^k - \Phi_i$ をカウントしはじめるのである。時刻 t_0 においては $\Phi = 0$ となるが、これはこの瞬時に衛星・受信機間距離に変動がないことを意味するだけで、距離そのものの値についての情報は得られない。

いま、時刻 t_0 における衛星・受信機間距離がサイクル数で整数 $N(t_0)$ であるとする、

ここで

$$\Phi_{total} = \Phi^k(t_A - t_0) - \Phi_i(t_B - t_0) + N(t_0) \dots\dots\dots (2,12)$$

なる式を導入する。この右辺第 1,2 項は上で見たように、時刻 t_0 を起算点とした衛星・受信機間の距離の変動量をサイクル数で表したもので、これに第 3 項を加えることで、時刻 t_B における衛星・受信機間の距離が決まる。

この $N(t_0)$ のことを、cycle ambiguity, cycle unknown あるいは ambiguity integer などと呼んでいる。

問題は、この $N(t_0)$ を如何に、より正確に求めるかである。この約 10 年間、この解法に関する研究論文が多数発表され、より早く、より精密な整数解法が実現してきている。

大洋航海はもとより、海洋測量、沿岸測量、狭水道航海など、又固定点間測量や長時間大量観測では、その要求精度は DGPS で解決しており、すでに実用化の時代に入りつつあるが、 $N(t_0)$ の解法の準リアルタイム化と高精度化により、利用分野によってはコード測定からフェイズ測定に移行していく状況がみえる。

ともかく、 $N(t_0)$ が決まれば、(2,7) 式から (2,9) 式を得たように、

$$\Phi_{total} = -\frac{f}{c} \rho - f(\Delta t_A - \Delta t_B + d_1 + d_2) + N(t_0) \dots\dots (2,13)$$

が得られる。

実際に測定可能なものは (2,10) 式の左辺の量である。これを $\Phi_{measured}$ とすると (2,13) は $\Phi_{total} = \Phi_{measured}$ と書け、波長を $\lambda = c/f$ とし、 $\Phi = -\lambda \cdot \Phi_{measured}$ と定義すると (13) 式は

$$\Phi = \rho(\Delta t_A - \Delta t_B + d_1 + d_2) + \lambda \cdot N(t_0) \dots\dots\dots (2,14)$$

となる。

これが連続ビート・フェイズ測定による GPS 測位の原式である。

(2,14) は、コード測定から得られる (2,4) 式に対応するものである。

$\rho = \sqrt{(x_A - x_B)^2 + (y_A - y_B)^2 + (z_A - z_B)^2}$ 、 $S = c \Delta t_B$ 、未知数を含む項を左辺に集め整理すると、

$$\sqrt{(x_A - u_0)^2 + (y_A - v_0)^2 + (z_A - w_0)^2} - S = \Phi - c(\Delta t_A + d_1 + d_2) - \lambda \cdot N(t_0) \quad (2,15)$$

となる。

これが連続ビート・フェイズ測定値から受信機位置を求める観測方程式である。

3.2 フェイズ観測方程式の応用——未知量、パラメータの消去

前節(2,14)式の連続フェイズ観測方程式は、1受信機が4衛星以上からの電波を受信すれば受信機位置を得られるが、その前に各衛星までの $N(t_0)$ を求めなければならない。単機でもそれが可能であるが、通常は受信機2台を使って求めている。評価の高いアンテナ・スワップ法やOTF法は受信機2台を使った $N(t_0)$ の解法である。(2,14)は以下に述べる方法の基礎方程式になっている。この方法による成果の精度は高く精密測量分野ではこれによって精密な測点網を形成している。

計算原式は複雑であるので詳述しないが、方法原理と利点を概説する⁽⁹⁾。

(2,14)の右辺は Φ と大文字で、上付、下付添え字、時間引数もないが、以下の記述では、 Φ の代わりに ϕ を使い、説明の必要上、上付、下付添え字、時間引数を加えた。

3.2.1 一回差分法 (Single Differences)

時刻 t に、1個の衛星 p を、2個の受信機 a, b が観測する。 $\phi_{ab}^p(t) \equiv \phi_a^p(t) - \phi_b^p(t)$ が定義式である。この方法の主要な利点は衛星時計誤差 δt^p が方程式から消去されることである。また受信機 a, b 間が近づけば、衛星周波数のバイアスは無視できる。衛星回路内部遅延も消去される。ただし受信機時計の誤差 $\delta t_a, \delta t_b$ は消去されない。

3.2.2 二回差分法 (Double Differences)

2個の衛星 p, q を、2個の受信機 a, b が観測する。 $\phi_{ab}^{pq}(t) \equiv \phi_{ab}^p(t) - \phi_{ab}^q(t)$ が定義式である。この方法の主要な利点は受信機時計誤差 $\delta t_a, \delta t_b$ が方程式から消去されることである。一回差分法の段階ですでに衛星時計の誤差項がすでに消去されているので、この段階では時計誤差を考慮しないで解いてゆくことができる。

3.2.3 三回差分法 (Triple Differences)

2個の衛星 p, q を、2個の受信機 a, b が、時刻 t_1, t_2 で観測する。

$\phi_{ab}^{pq}(t_2, t_1) \equiv \phi_{ab}^{pq}(t_2) - \phi_{ab}^{pq}(t_1)$ が定義式である。この定義式の展開は何種類か組み合わせが考えられる。例えば

$$\phi_{ab}^{pq}(t_2, t_1) = \phi_{ab}^p(t_2, t_1) - \phi_{ab}^q(t_2, t_1)$$

$$\phi_{ab}^{pq}(t_2, t_1) = \phi_a^{pq}(t_2, t_1) - \phi_b^{pq}(t_2, t_1)$$

のように、目的に応じて使用する。この方法の利点は初期整数値 $N(t_0)$ が消去されることである。

3.3 距離差観測

差分法は、複数の受信機での観測データを要求する。1個の受信機で、1個あるいは複数個の衛星時刻 t_1, t_2 での観測をし、時間についての差を求め、観測方程式を作ることができる。これを距離差観測という⁽⁹⁾。例えば

$$\phi_a^p(t_2, t_1) = \phi_a^p(t_2) - \phi_a^p(t_1)$$

$$\phi_a^{pq}(t_2, t_1) = \phi_a^{pq}(t_2) - \phi_a^{pq}(t_1)$$

を考え、方程式を立てることができる。この方法の長所は t_1, t_2 の間に距離観測の欠測(衛星信号捕捉失敗等)がなければ整数初期値 $N(t_0)$ の設定は不要である。短所は、受信機時計、衛星時計の誤差の管理を厳重にしなければならないことである。

4. 運用上の諸問題

4.1 利用分野の拡大

GPSは、最初は地球表面あるいは上空を運動する物体の位置を何時いかなる場所においても求めることができるような軍事システムとして出発した。

その後、民間に開放され、本来の目的が民間でも利用できるようになり、利用は広がる一方である。

移動体の位置(航法)、未知固定点の確定(測地・測量)などが通常の利用分野であるが、次のような分野にも利用されている。

4.1.1 原子時計、周波数検定

GPSでは常時数個の衛星が間断なく基準周波数の整数倍のマイクロ波を発信している。この周波数を高精度で安定化させることが必要である。その精度は 10^{-12} 程度である。それでは、公称精度の位置を求めることができない。この安定化した基準周波数に目を付け手持ちの原子時計との比較・校正に用いたのが時刻管理を役目とする天文関係者であった。

既知量として衛星搭載の原子時計の補正量を含む観測方程式を解けば受信機時計のGPS時刻に対する補正量を求めることができる。GPS時刻とTAIとの関係は確定しているので、手元の原子時計とTAIとの比較は、GPS時刻との比較で代替できる。

ある同一時刻におけるGPS時刻の読みを τ_G 、受信機時計の読みを τ_R 、手元の原子時計の読みを τ_A とすると

$$\tau_G - \tau_A = \tau_R - \tau_A + (\tau_G - \tau_R)$$

であって、右辺第3項が上述の観測方程式を解いて得られた受信機時計のGPS時刻に対する補正量である。

この比較を定時的に行えば、手持ち時計の補正式の初項、1次項、2次項が得られる。

4.1.2 ジオイド高の検定

GPSに用いている地球基準楕円体は、ジオイドに最も適合(フィット)するものを選んでいる。ジオイドの定義はいくつかあるが、平均海面に最も適合する等ポテンシャル面である。大陸地形・潮流・地球の内部構造などでこのポテンシャル面は当然凹凸がある。

この凹凸を、地球基準楕円体からの高低で表現したのがジオイド高である。

洋上に浮かぶ船舶はジオイド高に近い点に在るはずである。GPS測位の精度が向上すると、ジオイド高補正に利用できるが、そこまでゆかずとも、ある点でのジオイド高観測データの一つとして参考資料となる。

ある海域を規則的に、ある期間繰り返し洋上観測することがある（海洋測量の一つ）が、繰り返し航行することにより、その船舶は平均海面に近い海面を航行したとみることができる。すなわちジオイド上にいたとみることができる。

同一観測点の近傍におけるGPSの3次元測位によって、地球基準楕円体からの高さの平均値が得られる。受信機の精度が高く、ジオイド高の高さが正確であれば両者はかなりの精度で一致するはずである。

しかし完全には一致しない。一致しない理由の調査の過程でジオイド高に関する新しい知見が得られる筈である。

4.1.3 プレートの移動、地殻の収縮・周期変動の検出

プレートをマントルの「海」に浮かぶ地球大の巨大な舟と考えれば、地球基準楕円体に対する位置・移動は、GPS観測の対象になる。またプレート同士の衝突による地殻の歪、火山活動による地殻変動なども、GPS観測の対象となる。基準楕円体上に設定した座標軸は地殻に固定しているので、相対位置、相対移動量が検出される。

これらはタイムスパンの長い観測が要求されるが、定時・定点観測網の膨大な観測結果を利用すれば、長期変動と短期変動とが析出される。

プレートの移動に関してはVLBI (Very Long Baseline Interferometry、超長基線電波干渉計)、SLR (Satellite Laser Ranging、衛星レーザー測距) が先行していたが、GPSがこれに参入して三者の観測成果が比較検討されるまでに至っている。

研究目的に従い、受信機の展開、整約 (Reduction) 法が多数案出されている。

4.1.4 地球温暖化監視

地球上空に低高度衛星を上げ、GPS衛星が地平線から昇り、あるいは降る時刻を測定し、予想計算時刻とのずれから電波の屈折状況が感知できる。屈折する要因の中から気温による影響が析出でき、地球上層の気温が測定できる。このような観測を全衛星に対し、全地球規模で連続観測すれば、地球温暖化のモニターの一役をGPS衛星が担うことができる。この方法はNASAが開発し、バルーンの測定結果とよく一致することが確かめられ、本格的観測に入っている。

4.2 各応用分野の要求精度

前節において色々な分野でGPSが応用されていることを述べた、応用分野での要求精度には大きな開きがある。受信機メーカーは多様な要求を満たすために、精度・重量・価格に変化を持たせ需要に応じている。

次表は米国GPS将来小委員会がまとめた各応用分野の要求精度である。精度は2drms (distance root mean squareの2倍、 $drms = \sqrt{\sigma^2_E + \sigma^2_N}$) で、単位は付記のとおりである。但し、主要事項の抄録であり、軍事面の資料は全部省略した⁽⁴⁾。

(a) 海事

航海	大洋	1800~3700mまたは1~2 naut.mi
----	----	--------------------------

	沿岸	460mまたは0.25naut. mi
	港湾	8.0~20.0m
	内海・湾内水路	3.0m
	レジャーボート	10.0m
警備	船舶・貨物船	10.0m
測位	海中資源・海洋調査	1.0~3.0m
(b) 陸上輸送		
鉄道	運転制御	1.0m
道路	高速道路運行	5.0~20.0m
運行管理	無線電話位置・事故箇所	5.0~30.0m
位置情報	輸送車両編隊監視	25.0~1500m
	非常事態対処	75.0~100.0m
	自動操縦バス運行通報	5.0~30.0m
	車両指示・制御	30.0~50.0m
	衝突防止制御	1.0m
	事故データ集積	30.0m
精密農業経営	自動車両制御	0.05m
警備・救難	場所特定	10.0m
レクリエーション	ハイカー、山間僻地、スキーヤ	5.0m
(c) 地図作成基礎資料—地図投影、測量、測地		
	地理情報システム	1.0~10.0m
	写真測量学	0.02~0.05m
	リモートセンシング	0.1~20.0m
	測地学	0.01~0.05m
	地図作成	0.1~10.0m
測量術	水路測量	0.05~10.0m
	詳細地形(地勢)図	0.01~0.5m
	地所境界線図	0.01~0.05m
(d) 地球科学		
静的状態	気象学	0.01m
	海洋学	0.01m
動的状態	海洋学(リアルタイム観測)	10.0~30.0m
	気層地球物理学	3.0m 垂直方向
(e) 報時、電気通信 (時間) (周波数)		
共通時系	NASA惑星間通信網	1ns 1×10^{-15}
報時	TAI, UTC	1ns 1×10^{-14}
	国際報時センター	0.1~1ns 1×10^{-14}

4.3 フェイズ観測技術の「遺産相続」

前々節の例3で他観測成果との比較検討の新しいツールとしてGPSの成果が入れられていることを紹介した。GPSには次のような側面もあることに注意したい。

GPS観測に先行する搬送波のフェイズ観測には、VLBI、NNSS (Navy Navigation Satellite System, Transit) があり、観測技術の積み重ねがすでにある。それがGPS観測に活用されている。

三者の観測方程式を変形して行くと、同一の方程式に帰着されることが数式的に導かれている⁽²⁾。これは先行の観測技術がそのまま応用できることを意味する。NNSSは既に役目を果たした航法であるがGPSがその技法を継承し

ている。

4.4 SAとその対策

GPSの実験段階において、民間用として公開したC/Aコードによる位置決定精度が意外に高精度であることが知られ、米国議会で国防上の問題となった。潜在敵性国のミサイルがGPSに誘導されて重要機関を破壊させることができるという理由からである。国防省は、ブロックII衛星から、この精度劣化処置を始めた。個々の衛星毎にこの処置をすることを、SA (Selective Availability) 処置 [用語集] という。通常これをSAがかけられている (SA on あるいは with SA) などという。

SA処置の実態は、修正ケプラー軌道要素の有効桁を下げ、衛星時計の時刻を振らす処置をランダムに行っているものである。時刻の振れは疑似距離測定に直接効いてくる。

このSAによって、測定位置のズレは周期が5~10分、振幅平均70mに及ぶ。

民間での利用に当たっては、この対策として、以下のような手段が考案されているが、そのSAの影響を完全に除去するまでには至っていない。

4.4.1 ディファレンシャル補正

現在、ディファレンシャル補正といわれているものは、コードの疑似距離またはフェイズの疑似距離へ補正値を加えて、SAの影響を除去しようとするものである。

補正原理は概略以下のとおりである。

SAがかかっていなければ、[疑似距離 (観測値) = モデル式]として解くところ、SAがかかっているので、[疑似距離 = モデル式 + SAによる影響付加量]から解を求めさせられている。この得られた受信機位置がどのような影響を受けたかは、受信機が未知点に置かれていたのでは明らかではない。

既知点でのSAの影響は、解いた結果の位置が既知点と一致しないとして現れる。そこで

疑似レンジSAの付加量=モデル式

(一部SAの影響を抱えている)

から、SAの付加量を未知数として求め、逐次近似の繰り返しからより確からしいSA付加量 (SAの影響を除去するため各衛星の疑似レンジへの付加量) を求めてゆく。これがディファレンシャル補正量である。

このディファレンシャル補正を、即時処理 (リアルタイム) するか、必要データを蓄積して事後処理 (ポストプロセッシング) するか、の処理法がある。前者については、現在日本では、公的機関としては海上保安庁灯台部が、1995年12月からディファレンシャル補正値を、実験電波にのせ発信している。発信地は目下、釧埼 (神奈川県)、大王埼 (三重県) の2箇所であるが将来、全国ネットを形成する予定である。利用有効範囲は各発信地を中心に200kmとされている。

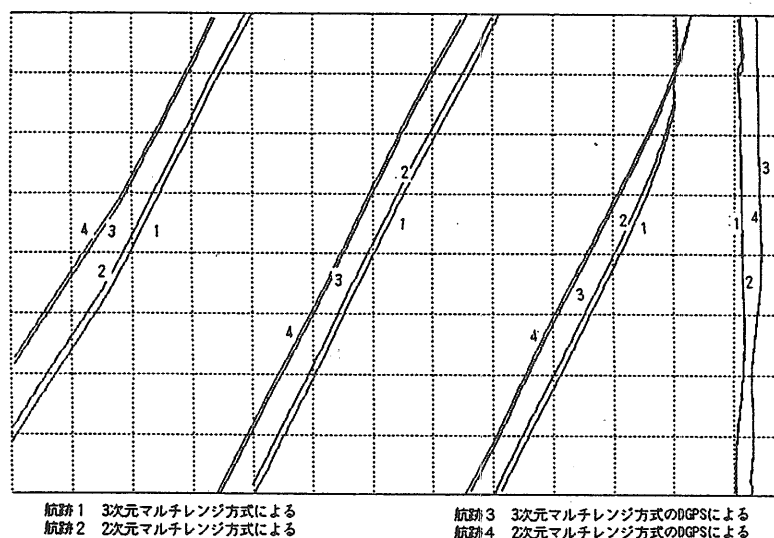
ディファレンシャル補正値を即時に得られない条件下では、観測データを蓄積して持って帰り、既知点における同じ観測時間帯のディファレンシャル補正値を利用して事後処理をする。

これらDGPSの現況については [6 内外のDGPS運用] で述べる。

なお、ディファレンシャル補正の目的はSA対策ではあるが、SAがOFFの場合でも、より精密な位置を求めるにはディファレンシャル補正は有効である。

主要な理由は、計算に用いている大気層通過遅延モデル式、電離層通過遅延モデル式が不十分であることに起因する誤差を補正するためである。

雲仙普賢岳が噴火していた当時、水路部観測船「明洋」が付近の海洋調査を行った。この時、船上には移動局受信機、東京築地の水路部屋上に基準局受信機を置き、同時帯のGPS受信をした。双方で収録した生データを用いて、今回改めてマルチレンジ方式で船位を求め、かつディファレンシャル補正を計算した。第1図がその結果の一部であ



第1図 DGPSによる航跡図例 方眼の単位は50メートル

る。図中のメッシュの縦横の幅は50メートルである。線1は3次元マルチレンジ方式から得られた航跡、線2は2次元マルチレンジ方式から得られた航跡、線3は各レンジにディファレンシャル補正値を加えた後に3次元マルチレンジ方式を適用して得られた航跡、線4は各レンジにディファレンシャル補正値を加えた後に2次元マルチレンジ方式を適用して得られた航跡である。真の航跡は線3、線4の近くにあると推定できる。船は南から北へと航行している。第1図は4つの線群からなっているように見えるが、一連の航跡である。最左側の最上部は左側から第2番目の線群の最下部に連続する。すなわち各線のX座標はそのままにして、Y座標を400メートル減じてプロットした。以下同様である。ただし第4番目の線群の最下部は、X座標を50メートル増やし、Y座標は400メートル減らし、線の幅を避けた。この間の航行時間は1393秒である。

4.4.2 確率過程の時系列理論の適用

SAがかけられた量を時系列に並べると、信号にランダムな雑音を加えられている様子がよく分かる。最近めざましく発達している確率過程の時系列理論をこれに適用して一応の成果上げている例が発表されている⁽⁹⁾。これによると、10分前後の短時間を考え、この時間帯では、SAによる軌道要素の変動、大気層・電離層遅延量等はトレンド量として除去し、衛星の原子時計を遅らせたり、進めたりするSA部分の確率過程モデル式を作り、時系列の時間変数は受信機時計からとり等時間間隔を維持し計算させる。この計算値と修正観測値との差は、平均値0、標準偏差4.12mmの結果を得ている。

予測理論として一般化するまでには至っていないが、DGPSでSAを除く行き方と異なる方法でSAに対処しているので、この方法の将来の発展を大いに期待したい。

4.4.3 SA廃止要求

SA対策のうち、廃止要求運動もその一つとして挙げられよう。

民主主義国米国では、SA廃止の声が各方面から自由に国防総省に向けてあげられている。

米国のNRCは、2,3年先にSAを廃止すべきだとの勧告を政府に進言している。いくつかの理由を挙げているが、要するにそれが国防を含めた国家政策にとってよりよい選択であるというのである⁽⁴⁾。

4.5 SA下の決定位置精度

NASAのジェット推進研究所(JPL)では、SA下の位置決定精度を、以下のように見積もっている。精度は1 σ で、単位はメートルである⁽⁴⁾。

誤差源	SPS	PPS
SA (Selective Availability)	24.0	0.0
大気層通過遅延	7.0	0.7
衛星時計、精密軌道暦	3.6	3.6
マルチパス	1.2	1.8
受信機ノイズ	0.6	0.6
UREE (確率50パーセントの半径)	25.3	4.1

水平方向のDOP (HDOP)	2.0	2.0
水平方向単独測位総合精度 (2drms)	101.2	16.4

4.6 米国GPS行政のあれこれ⁽⁴⁾

4.6.1 国防総省 (DOD)

1973年に国防総省はGPSを正式採用とし、空軍宇宙ミサイル機構の下に統合計画室(JPO)を設置、1978年には実験用GPS衛星が打ち上げられた。GPS行政一般はJPOが行っているが、研究・開発は宇宙ミサイルシステムセンターが、試験・評価は空軍試験・評価センターが、運用・保守は空軍宇宙指揮所が、それぞれ行っている。

1974～1994年の20年間に、地上施設、衛星製作に35億ドル、研究、開発、実験、評価に37億ドルを支出している。(1995年ドル価換算)

4.6.2 運輸省 (DOT)

1987年、DODの要請、市民ユーザーの要望に応え市民GPSサービス(CGS)が設立された。CGSはDOTの監督下に置かれ、実務は沿岸警備隊が行っている。

サービス内容は、

- (1)航法情報の提供
- (2)市民GPS組織との間の窓口、技術情報交換のフォーラム
- (3)市民PPS計画事務局。これは市民がPPS信号(Pコード)にアクセスできるような全国的な活動組織の事務局。

4.6.3 DOD/DOT合同委員会発足

1993年5月、国防長官と運輸長官との間で、増大するGPSの利用の現状から、運用・技術・制度上の諸問題の検討、軍と市民の双方の要求を満足させるための協議を始めることで合意した。

1993年12月、「GPS：その二元的利用システムの管理と運営、国防・運輸両長官への答申」がDOD/DOT合同作業部会によって出された。

この答申によれば、DOTに位置・航法実行委員会を設け、DODの位置・航法委員会と直接交渉できるようにし、座長は運輸行政に関し副長官を選任できることになる。副長官は、DOD/DOT GPS実行委員会を結びつけ、新しい協力関係を生み出すことが期待される。

同委員会には、沿岸警備隊、連邦航空局(FAA)、連邦高速道路局(FHWA)、連邦鉄道局(FRA)、が加入している。

5. キネマチック測位

5.1 キネマチック測位の要件

キネマチック測位は、移動体の位置を相対誤差がセンチメートル程度になるように計画されたものである。位置が既知の固定局と移動局に受信機を置き、移動局が同一点に回帰した時の決定緯度・経度が同一であることがキネマチックであることの条件である。

この測位システムが、機器性能で使われる言葉でいう、