

A1 GPS/GNSS の基礎

坂井 丈泰（電子航法研究所）

A1.1 はじめに

衛星航法システムのひとつである GPS は、カーナビの普及にともない今や測位システムの代表として社会的にも広く認知されるに至った。手軽に正確な位置を測定できることが GPS の特徴であり、軽量・コンパクトな受信機が安価に入手できるようになった。

在来の地上ベースの航法システムは、地上に設置された無線局が送信する無線信号を利用して位置を測定するものであった。GPS の場合はこの無線局が人工衛星に搭載されており、衛星が放送する測位用信号を受信・処理して衛星-受信機間の距離を測定し、これより位置を計算する。現在のところ 28 機の GPS 衛星が軌道上で運用されており、常時少なくとも 6 機程度、多いときは 10 機以上の衛星からの信号を測位に利用できる。測位精度については水平誤差で 13 m（95%、全世界平均）以下と規定されており、これだけでも多くの測位需要を満たすことができるものと思われる。

GPS は元来軍用システムであるが、比較的初期より主要機能が民間用途にも開放されており、全世界で利用可能な測位手段としてデファクトスタンダードの地位を確立した。類似のシステムとしてロシアによる GLONASS があり、また欧州連合が Galileo システムを開発中である。これらの衛星航法システムを GNSS（global navigation satellite system; 全世界的航法衛星システム）と総称する。応用によっては GPS のみでは性能（測位精度および信頼性）が不足するが、これを補うための補強システムもディファレンシャル GPS 方式を中心としてすでに多数が実用化されており、ユーザの利用環境に合わせて選択することができる。

本チュートリアルでは、GPS/GNSS の利用にあたり必要となる基礎的事項を概説する。主に GPS を対象として解説するが、GPS に固有な技術の詳細を除いては他の GNSS システムでも基本的には同様の議論ができる。

A1.2 GPS の概要

まず最初に、GPS に絞ってシステムの概要を説明する。通常はユーザが接するのは市販の GPS 受信機のみであるが、背後には巨大なシステムが稼動してグローバルな測位の機能を実現している。

A1.2.1 システム概観

平面上では、2 点からの距離がわかれば 2 つの円の交点として位置を求めることができる。3 次元空間内で位置を決定するには 3 点からの距離を指定する必要がある、3 つの球の交点として位置が定まる。この原理に基づいて衛星-受信機間の距離の測定により位置を求めるのが GPS であり、測定には測位用の無線信号を用いるため全天候で 24 時間いつでもサービスが提供される。

GPS 衛星本体は図 1 のような姿をしている。左右に広がっているのは太陽電池パネルで、衛星が必要とする電力を供給する。中央の本体の下側（地球側）に多数突き出ている棒状のものが送信アンテナで、ここから測位用の無線信号が放送される。右側の少し離れたところには通信用のアンテナ（やや長めの棒状のもの）もある。図 2 は軌道上での GPS 衛星の配置を示しており、現在のところ 28 機の GPS 衛星（ブロック II, IIA, IIR の 3 タイプの衛星が混在）が軌道上を周回しながら測距信号を放送し続けている。

高度 2 万 km を周回する GPS 衛星は静止衛星ではないから、ユーザに対して刻々と位置を変え、時間が経つと地平線の下に隠れたり、代わりに他の衛星が昇ってくる、といったことが起こる。地平線の下にある衛星からの電波は届かないから、利用できるのは、地平線よりも上に見えていて、ユーザの周囲の障害物などで電



図 1: GPS 衛星のイメージ

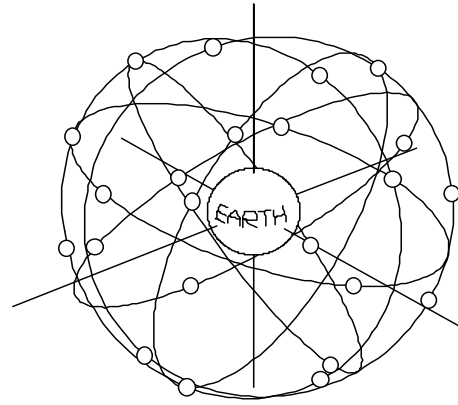


図 2: GPS 衛星の軌道

波が遮られていない衛星ということになる．たとえば，ある時刻における GPS 衛星の見え方を図に表したのが図 3 である．この図の中心は天頂，外側の円が地平線を表しており，図の上下左右はそれぞれ北，南，西，東に対応する．図中の数字が衛星の ID 番号で，21 番衛星が北西の空の仰角 30 度あたり，5 番衛星は天頂付近に見えていることがわかる．このときは合計で 9 機の衛星が利用できるから，GPS 受信機は十分に余裕をもって測位を実行することができる．

図 4 は，GPS による測位結果の例である．この図は地上に固定された GPS 受信機による測位結果の誤差を表示しており，グラフの原点はアンテナの真の位置に対応する．X 軸は東，Y 軸は北方向を表すから，測位結果をそのまま地上にプロットした図と解釈してもよい誤差の大部分は原点付近を中心に分布しているが，北西の方向に大きな測位誤差を生じた時間帯があったことがわかる．

GPS が放送している無線信号の周波数は基本的には 1575.42 MHz (L1 波) であり，この周波数に民間用の C/A コード (coarse/acquisition code) と呼ばれる信号が乗せられている．C/A コードによる測位機能を標準測位サービス (SPS; standard positioning service) といい，「GPS SPS Performance Standard」[10]などでサービスの内容や性能が規定され，一般に公開されている．一方，軍用にはさらに 1227.6 MHz (L2 波) で P コード (precision code) が放送されている．P コードでは精密測位サービス (PPS; precise positioning service) が提供されるが，これは軍用信号でありメッセージの内容は秘密とされている．ただし P コード自体は公開されているから民間用受信機でも P コードで距離を測定することは可能であり，これを行うものは 2 周波受信機と呼ばれる．

P コードは L1 波でも放送されているから，整理すると次のようになる．

名称	周波数 MHz	コード	コード速度 Mcps	用途
L1	1575.42	C/A コード	1.023	民間用
		P コード	10.23	軍用
L2	1227.6	P コード	10.23	軍用

GPS の全体システムのうち宇宙空間にある部分のことをスペースセグメント (space segment)，地上部分をコントロールセグメント (control segment)，そしてユーザ受信機をユーザセグメント (user segment) と称する (図 5)．スペースセグメントには GPS 衛星が含まれ，図 2 のように常時 24~28 機の GPS 衛星 (現在のところブロック II, IIA, IIR の 3 タイプの衛星が混在) が軌道上を周回しながら測距信号を放送し続けて

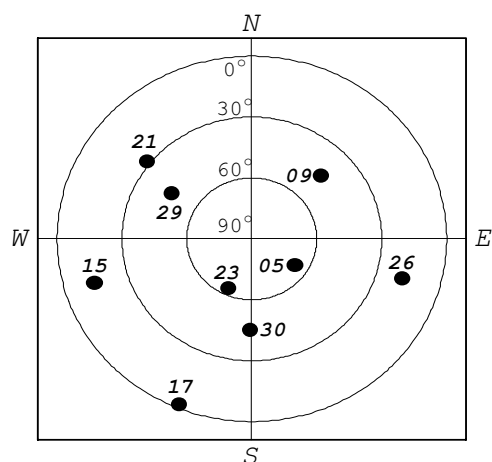


図 3: 地上からの GPS 衛星の見える方の例 (2000 年 12 月 3 日, 調布市)

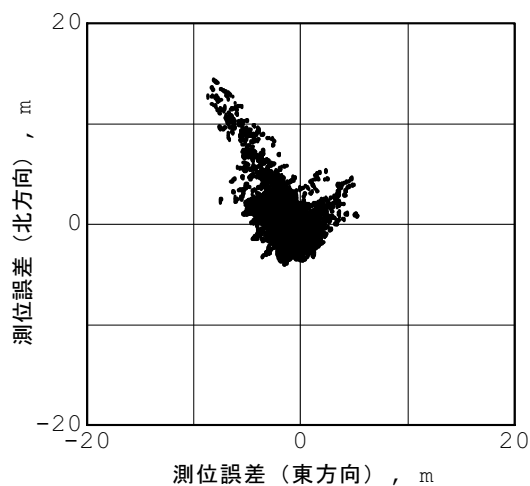


図 4: GPS による測位結果の例 (2001 年 10 月 19 日, 調布市)

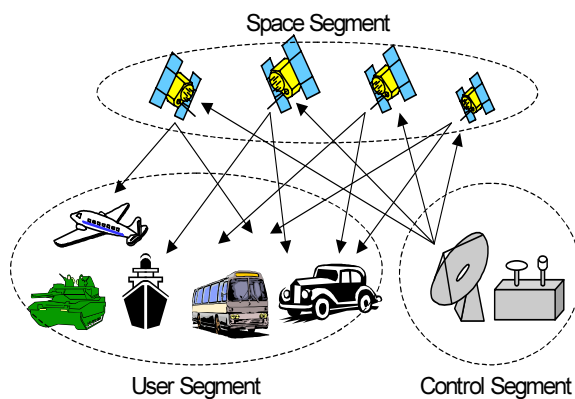


図 5: GPS システムの全体像

いる。

コントロールセグメントは、GPS 衛星の運用・制御を統括する主統制局 (MCS; master control station, 米国コロラド州) をはじめ、世界中に 4 つあるモニタ局 (最近 5 局に増設された) や各地の衛星通信用のアンテナから構成される。ユーザセグメントはユーザ受信機そのものを指し、GPS を構成するさまざまな要素のなかでもっともバラエティに富んだ部分といえる。

スペースセグメントとコントロールセグメントは米軍が開発・運用しているが、ユーザセグメントについてはユーザ側が設計・製造をしなければならない。このため、GPS 衛星から放送されている測距信号の仕様は詳細に規定され、文書が公開されている。これがインターフェースコントロールドキュメント (interface control document) と名付けられているもので、現在の最新版は GPS-ICD-200C である [1]。

A1.2.2 開発過程

GPS の開発の歴史は、そのまま衛星航法システムの開発史といえる [2]。初めて実用化された衛星航法システムは米海軍による NNSS (Navy navigation satellite system; トランシットとも呼ばれる) で、人工衛星から送信される信号のドップラーシフトを測定して位置を算出する方式であった。測位に時間がかかることから航空機等の高速で移動するユーザには使えず、主に船舶の航法に利用され、数 100m 程度の測位精度を実現した。比較的初期のうちから民間用途にも開放され、商用船舶の航法に使用された。

NNSS により衛星による航法が可能であることを立証した米海軍は、より高精度な測位信号を放送するために、原子時計を人工衛星に搭載する研究を行った。一方、ドップラーシフトによる方式では測位に時間がかかることから、米空軍は PN コードによる測距方式の研究を開始した。1960 年代の終わりには現在の GPS にかなり近い測距方式が開発されており、PN コード方式の基本的技術はここで確立されたといえる。50 bps のデータ変調により測位計算に必要なとなる衛星の軌道情報などを送信できることも確認されていた。

1973 年、それまで海軍と空軍が別々に行っていた衛星航法システムの開発を一本化するため、国防総省に JPO (joint program office) が設置された。1974 年に打ち上げられた NTS (navigation test satellite) -I は原子時計を搭載した初めての衛星であって、2 基のルビジウム発振器を持っていた。続く NTS-II 衛星 (1977 年) は、初めてセシウム原子時計を搭載するとともに空軍による PN コード発生器を搭載しており、GPS に必要な要素技術はここで完成したといえる。

同じ頃から GPS 衛星のプロトタイプの開発が始められ、1978 年 2 月には最初の GPS 衛星が打ち上げられた。このプロトタイプシリーズはブロック I 衛星と呼ばれ、1985 年までに合計 12 機が製造され、打ち上げられた (うち 1 機は打ち上げに失敗)。個々の GPS 衛星につけられている SVN (space vehicle number) 番号は、ブロック I 衛星の初号機から順番につけられている。

プロトタイプによる試験やデモンストレーションが完了したのち、1989 年から運用型のブロック II 衛星が打ち上げられ始めた。1990 年の最後に打ち上げられたブロック II の 10 機目からは若干の改良が加えられてブロック IIA となり、1997 年からはさらに新しいブロック IIR シリーズ (「R」は replenishment) が打ち上げられている。これらの衛星はユーザの使い勝手には違いはないためまったく同じように利用できるが、ブロック II 衛星から SA の機能が搭載されている点はブロック I 衛星との大きな違いといえる。今後は 2006 年頃からブロック IIF シリーズ (「F」は follow-on) の打上げが計画されており、第二・第三民間周波数が追加されるなど大きな改良がなされることになっている。

A1.3 GPS の仕組み

本章では、GPS の仕組みとして、GPS が採用している距離測定の原理や航法メッセージの内容など、やや立ち入った技術的詳細を解説する。航法メッセージの利用法や位置計算については、概略のアルゴリズムも示すこととする。

A1.3.1 距離の測定

GPS 受信機は、GPS 衛星が放送している測位信号を受信して位置を計算する。少ない送信機で位置を測定するには、距離と電波の到来方向の両方を測定すればよい (レーダなど)。ただし、この方法では高い測位精度を得るのが難しいことから、GPS では距離の測定のみで測位を実行する。受信機の 3 次元位置を決めるにも距離だけの測定のほうが都合が良いことから、衛星航法では一般に距離 (あるいは距離の変化) のみを測定する。

電波により距離を測定する場合の特徴は、送信時刻と受信時刻の時間差さえ正確に測定すれば正しい距離

を知ることができる点にある。ただし、このためには、次のような課題がある。

課題 (1) — 電波の到達したタイミングを正確に測定しなければならない

課題 (2) — 送信機と受信機で正確な時計を共有しなければならない

前者があくまで受信機側の時計を基準として電波の到達したタイミングを正確に測定することを指す（ストップウォッチをいつ止めるか）のに対して、後者は送信機側と受信機側のそれぞれの時計を正確に合わせておくことを意味する（電波が送信されるタイミングに正確に同期してストップウォッチをスタートさせなければならない）。無線信号を往復させることにすれば上の課題 (2) は考慮しなくてよいが、GPS のように一方向測距方式の場合は両課題ともが問題となる。

到達タイミングの測定

まずは、課題 (1) のタイミングの測定について考える。電波の到達タイミングを測定するには送信機をオン・オフするのが簡単な方法であるが、この方法では長距離を電波が伝搬すると波形が崩れてしまい正確なタイミングを求めることができない。したがって、無線航法システムで電波の到達タイミングを測定するには、電波の位相を用いる方法が一般的である。無線信号の位相の測定精度は、おおよそ 1 周期の $1/100$ 程度までといわれ、使用する電波の波長 ($\lambda = c/f$) の $1/100$ 程度までの精度で距離を測定できる。

在来の長距離無線航法システムは、位相測定法により数 100m 程度の測位精度を実現するため、周波数の低い超長波あるいは長波帯の信号を用いるものが多かった（周波数 100 kHz では波長は 3 km となる）。距離の測定精度を上げるには高い周波数の電波を使えばよいが、位相の測定では 2π 単位の不確定性があるため正確に位置を決めるのが困難となる。

GPS の場合は、測距信号が高層大気圏を通過するため使用可能な周波数が超短波以上に制限されることから、搬送波の位相を直接測定する代わりに搬送波に対してコード変調を与え、そのコード位相よりタイミングを測定することとされた。

たとえば、周波数 f_C [Hz] の搬送波を $p(t)$ で変調することになると、送信波形は次のように書き表せる。

$$s_t(t) = p(t) \sin 2\pi f_C t \quad (1)$$

$p(t)$ は搬送波 ($\sin 2\pi f_C t$) よりも低い周波数 f_p [Hz] で変化し、+1 と -1 を交互にとるものとする (BPSK=binary phase shift keying; 2 値位相変調)。このようにすると、受信機側では $p(t)$ に着目して位相を測定することができるから、測距信号の波長を f_p によって決めることができる。

実際の GPS の送信信号を詳しく書き表すと、次式の $s_t(t)$ のようになる。

$$s_t(t) = D(t) p(t) \sin 2\pi f_C t \quad (2)$$

ここで $D(t)$ は ± 1 のどちらかの値をとり、50 bps のデータ信号で航法メッセージと呼ばれる。 $p(t)$ も同様に ± 1 のどちらかで、その変化する速度は $f_p = 1.023$ MHz、コード周期 $N = 1023$ である (N 回毎に同じコードが繰り返し現れる)。 $\sin 2\pi f_C t$ は搬送波の瞬時値を意味し、周波数は $f_C = 1575.42$ MHz である。式 (2) は、搬送波 $\sin 2\pi f_C t$ がデータ信号 $D(t)$ および拡散符号 $p(t)$ の双方で変調されていることを示している。 $D(t), p(t)$ はそれぞれ $\{+1, -1\}$ のどちらかの値をとるので、これらにより搬送波の符号が変えられて送信信号 $s_t(t)$ を形成する。

特徴的なのは $p(t)$ のパターンで、+1 と -1 を交互にとるのではなく、あらかじめ決められた系列のとおりに変化する。これをスペクトラム拡散符号あるいは擬似乱数コード (PRN code) などといい、統計的にほぼ乱数とみなせるようなパターンとなっている。乱数であるからそのスペクトルはほぼ白色であり、式 (2) の送信

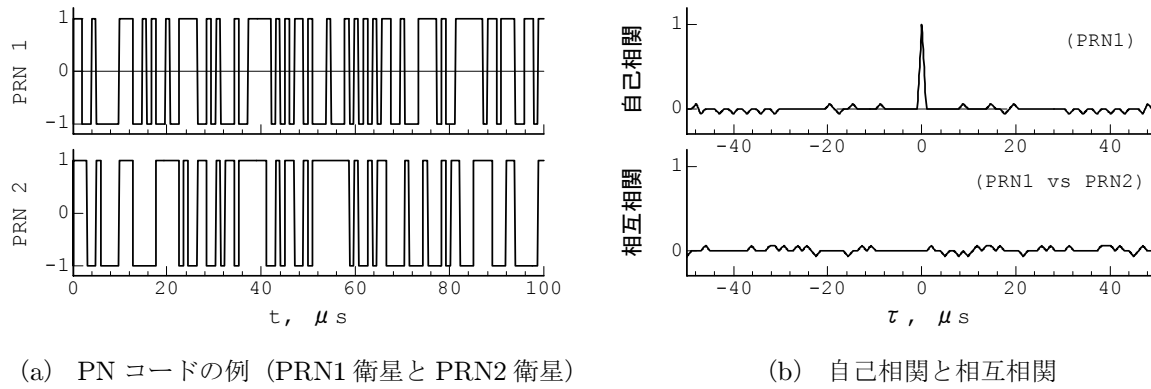


図 6: 実際の PN コード

波のスペクトルは搬送波周波数を中心として左右に広がったものとなる。GPS の場合はコード周期 $N = 1023$ であるから、1023 回変化するたびに（つまり 1 ms 毎に）同じパターンが現れる。GPS 用の PRN コードとして ICD-GPS-200C では 37 のコードが決められており、衛星毎に異なるコードを使用する（衛星の PRN 番号は PRN コードの種類を表している）。

受信機は各衛星の PPN コードの内容を知っているから、式 (2) の $p(t)$ を再現し、受信した波形と比較して厳密にタイミングを合わせることができる。これが GPS の測距方式であり、コード位相の変化する周期 (1.023 MHz) に対応する波長 300 m をベースにして距離を測定することができる。

図 6 は、GPS が実際に使用している PRN コードの例である。(a) は PRN1 衛星および PRN2 衛星がそれぞれ使用している PRN コードで、最初の 100 チップを表示してある。(b) は PRN1 コードの自己相関および PRN1 コードと PRN2 コードとの間の相互相関である。自己相関関数は時間差 $\tau = 0$ でピークを示すが、異なるコード間での相互相関はピークを持たず、常にほぼゼロとなっている。これは異なるコード同士は互いに影響し合わないことを意味するから、すべての衛星が同一の搬送波周波数で信号を送信しても混信することはない、目的の衛星の信号だけを追尾することができる。

時計の共有

さて、もうひとつの課題は、正確な時計の共有である。無線信号の送信タイミングと受信タイミングを測定するには、送信機と受信機の両方に正確な時計を備えている必要がある。

GPS の場合、送信機については GPS 衛星に原子時計を搭載することで解決している。原子時計とは、セシウムやルビジウムといった原子が発する光の波長を利用して正確な時計を実現するもので、その精度は 10^{-12} 程度といわれる（GPS では各衛星に搭載されている原子時計の時刻誤差も測定されており、受信機側ではこれを補正してさらに正確な（衛星の）時刻情報を得る）。

受信機にも原子時計を搭載すれば正確な時計を共有できることになるが、原子時計はたいへん高価な装置で取扱いも難しく、現実的とはいえない。そこで、通常の GPS 受信機は、受信機の時計には誤差が含まれていることを前提として距離を測定し、位置を計算することになっている。この場合は受信機位置 x, y, z のほかに時計誤差も未知数となるため、測位には一般に 4 機以上の衛星が必要となる。

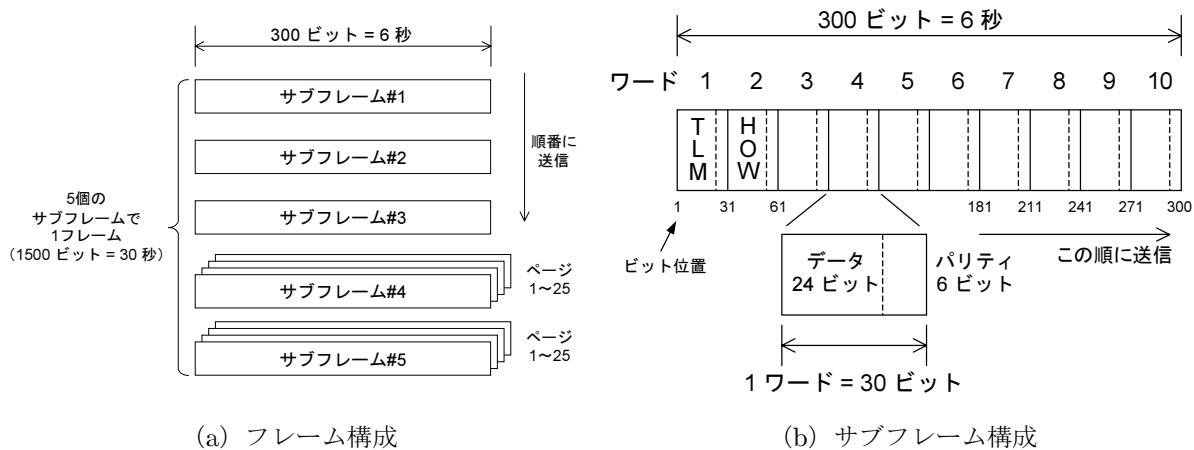


図 7: 航法メッセージのフォーマット

A1.3.2 測距信号の構造

ユーザが測位計算を実行するには、GPS 衛星の位置を知っていなければならない。このため、GPS 衛星は測位信号に航法メッセージというデータを乗せており、このなかに軌道情報が含まれている。航法メッセージのデータ速度は 50 bps である。

航法メッセージの 1 サイクルはフレームという単位で呼ばれ、図 7 (a) のような構造となっている。1 フレームは 1500 ビットなので、これを送信するには 30 秒の時間がかかる。フレームは 5 組のサブフレーム（各 300 ビット）から構成されており、サブフレーム 1 から順番に送信を始め、サブフレーム 5 を送信し終わると再びサブフレーム 1 の送信に戻る。

5 組のサブフレームのうち、サブフレーム 1～3 は送信している衛星自身のクロック補正情報や軌道情報（エフェメリス）が含まれており、毎回同じ内容が繰り返し送信される。これに対してサブフレーム 4 および 5 は全衛星が同じ内容を送信しており、その内容は軌道上のすべての GPS 衛星（最大 32 衛星）の概略の軌道情報（アルマナック）や電離層補正情報となっているが、これらはデータ量が多いためさらにページ単位に分割されてサブフレームに収容される。つまり、サブフレーム 4 および 5 により送信されるデータはそれぞれページ 1～25 に分割されており、フレームごとに異なるページの内容が順番に送られる。すべてのページの内容を送信するには 25 フレームを必要とし、航法メッセージの全情報を得るには 12 分 30 秒の時間がかかることになる。

サブフレームの内部は、図 7 (b) のようにワードという単位に分割されている。1 ワードは 30 ビットで 1 サブフレームは 10 ワードに対応し、各ワードは 24 ビットのデータ部とパリティチェック用の 6 ビットから構成される。サブフレームの先頭には TLM (telemetry) ワード、続けて HOW (handover) ワードが送信されることとされており、TLM ワードには同期用のパターン、HOW ワードには GPS 信号の時刻情報が含まれている。

GPS における時刻は、1 週間を単位として管理されている。週の始めは毎週日曜日の 0 時（土曜日の 24 時）で、時刻はそれからの経過時間で表される。HOW ワードにはこの経過時間を 1.5 秒単位で表した数が含まれており、受信機が現在時刻を知る手がかりを与える。それぞれの週には番号がつけられており、1980 年 1 月 6 日 00:00:00 に始まる週が週番号 0 とされた。最近の週番号は表 1 のとおりである。

さて、5 組のサブフレームには、航法メッセージが次のように分担して収容されている。以下、これらの内容について述べるが、詳細については ICD-GPS-200などを参照のこと [1]。

表 1: GPS の週番号

年	月	日	週番号	年	月	日	週番号	年	月	日	週番号
1980	1	6	0	2004	1	11	1253 (229)	2004	5	30	1273 (249)
1980	1	13	1	2004	1	18	1254 (230)	2004	6	6	1274 (250)
1980	1	20	2	2004	1	25	1255 (231)	2004	6	13	1275 (251)
1999	8	16	1023	2004	2	1	1256 (232)	2004	6	20	1276 (252)
1999	8	23	1024 (0)	2004	2	8	1257 (233)	2004	6	27	1277 (253)
1999	8	30	1025 (1)	2004	2	15	1258 (234)	2004	7	4	1278 (254)
2003	10	5	1239 (215)	2004	2	22	1259 (235)	2004	7	11	1279 (255)
2003	10	12	1240 (216)	2004	2	29	1260 (236)	2004	7	18	1280 (256)
2003	10	19	1241 (217)	2004	3	7	1261 (237)	2004	7	25	1281 (257)
2003	10	26	1242 (218)	2004	3	14	1262 (238)	2004	8	1	1282 (258)
2003	11	2	1243 (219)	2004	3	21	1263 (239)	2004	8	8	1283 (259)
2003	11	9	1244 (220)	2004	3	28	1264 (240)	2004	8	15	1284 (260)
2003	11	16	1245 (221)	2004	4	4	1265 (241)	2004	8	22	1285 (261)
2003	11	23	1246 (222)	2004	4	11	1266 (242)	2004	8	29	1286 (262)
2003	11	30	1247 (223)	2004	4	18	1267 (243)	2004	9	5	1287 (263)
2003	12	7	1248 (224)	2004	4	25	1268 (244)	2004	9	12	1288 (264)
2003	12	14	1249 (225)	2004	5	2	1269 (245)	2004	9	19	1289 (265)
2003	12	21	1250 (226)	2004	5	9	1270 (246)	2004	9	26	1290 (266)
2003	12	28	1251 (227)	2004	5	16	1271 (247)	2004	10	3	1291 (267)
2004	1	4	1252 (228)	2004	5	23	1272 (248)	2004	10	10	1292 (268)

サブフレーム 1 各衛星の状態とクロック補正係数

サブフレーム 2 各衛星の軌道情報 (エフェメリス) — 1

サブフレーム 3 各衛星の軌道情報 (エフェメリス) — 2

サブフレーム 4 電離層遅延補正係数, UTC 関係, アルマナック

サブフレーム 5 全衛星の軌道情報 (アルマナック)

航法メッセージ — 各衛星の状態

航法メッセージのサブフレーム 1 には, メッセージを送信している衛星自体の状態を表す数値やクロック補正係数が収められている (表 2). 「スケール」は航法メッセージとして格納されている数値 (ビットの並び順は先に送信されるほうが上位ビットで, 小数点の位置は最下位ビットの右) から本来の数値に変換するための係数を表し, スケールが n のとき, メッセージ中の値に 2^n を乗じると本来の数値が得られる. 符号付きの数値については, 2 の補数により表現されている.

SV_{health} は衛星の状態を表すコードで, 0 以外の場合は何らかの異常があることを示す. URA はその衛星により擬似距離を測定した場合の測距精度の目安で, 15 の場合はやはり何らかの異常があることを意味する. T_{GD} は民間用 L1 信号の群遅延で, ユーザが測定した擬似距離は T_{GD} だけ長くなっていることを意味する.

その他のパラメータは, 衛星に搭載されているクロックの補正に使用される. GPS 衛星には原子時計が搭載されており正確なタイミングで測距信号を送信しているが, ごく小さな誤差は避けられない. このため, クロックの誤差を制御局で推定したうえで航法メッセージの一部として放送し, ユーザ側で補正することとなっている.

t_{oc} はこの補正の基準となる時刻で, 週の始めからの経過時間で表される. クロックの補正は 2 次式で行われ, a_{f0}, a_{f1}, a_{f2} の 3 つのパラメータが用意されている. 先の群遅延パラメータ T_{GD} も考慮に入れると, 測距信号が送信された時刻 t_t には次の補正を加えることとなる.

$$\Delta t_t = -\{a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r - T_{GD}\} \quad (3)$$

表 2: 航法メッセージ (サブフレーム 1)

ワード	ビット位置	ビット数	内 容	スケール	符号	単位
1	1	22	TLM	テレメトリワード		
2	31	22	HOW	ハンドオーバーワード		
3	61	10	WN	週番号	0	
	73	4	URA	測距精度		
	77	6	SV _{health}	衛星健康状態		
	83	2 MSB	IODC	クロック情報番号		
7	197	8	T _{G D}	群遅延	-31	○ s
8	211	8 LSB	IODC	クロック情報番号		
	219	16	t _{oc}	エポック時刻 (クロック)	4	s
9	241	8	a _{f2}	クロック補正係数	-55	○ s/s ²
	249	16	a _{f1}	クロック補正係数	-43	○ s/s
10	271	22	a _{f0}	クロック補正係数	-31	○ s

表 3: 航法メッセージ (サブフレーム 2)

ワード	ビット位置	ビット数	内 容	スケール	符号	単位
1	1	22	TLM	テレメトリワード		
2	31	22	HOW	ハンドオーバーワード		
3	61	8	IODE	軌道情報番号	8	
	69	16	C _{rs}	軌道補正係数	-5	○ m
4	91	16	Δn		-31	○ sc/s
	107	8 MSB	}M ₀	平均近点角	-31	○ sc
5	121	24 LSB				
6	151	16	C _{uc}	軌道補正係数	-29	○ rad
	159	8 MSB	}e	離心率	-33	
7	181	24 LSB				
8	211	16	C _{us}	軌道補正係数	-29	○ rad
	227	8 MSB	}√A	軌道半径	-19	m ^{1/2}
9	241	24 LSB				
10	271	16	t _{oe}	エポック時刻 (軌道)	4	s

Δt_r は相対論的効果の補正のために必要な項で、衛星軌道パラメータより

$$\Delta t_r = -\frac{2e\sqrt{\mu_e A}}{c^2} \sin E \quad (4)$$

として求める。地球重力定数としては、 $\mu_e = 3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ を用いる。IODC は以上のクロック補正情報のバージョン番号を表しており、クロック補正情報が更新されると IODC が変化するから、ユーザは補正情報の内容を比較しなくても更新の有無を知ることができる。

航法メッセージ — 軌道情報 (エフェメリス)

サブフレーム 2 および 3 には、各衛星の軌道情報が格納されている。その内容は表 3, 4 のとおりで、GPS 衛星の軌道は基本的にいわゆる軌道の 6 要素により表現され、さらに精度を上げるための補正パラメータが追加されている。これらの軌道情報はエフェメリス (ephemeris) と呼ばれ、任意の時刻における GPS 衛星の位置を計算できるようになっている。

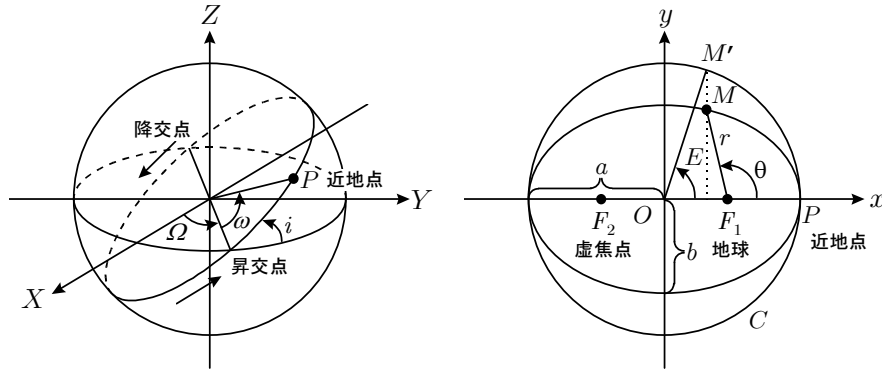
昇交点赤経 (right ascension of the ascending node; Ω) 原点と昇交点を結ぶ直線 (の昇交点の側) と、基準となる X 軸との間の角度。反時計まわりに測る。

軌道傾斜角 (inclination angle; i) 軌道面の、赤道面に対する傾斜の角度。昇交点から原点を見たときの反時計方向を正とする。静止衛星では 0 度、GPS の場合は約 55 度になる。

近地点引数 (argument of perigee; ω) 原点から見た近地点の方向を示すパラメータで、昇交点を基準とした角度で表す。

表 4: 航法メッセージ (サブフレーム 3)

ワード	ビット位置	ビット数	内 容	スケール	符号	単位
1	1	22	TLM			
2	31	22	HOW			
3	61	16	C_{ic}	-29	○	rad
	77	8 MSB	Ω_0	-31	○	sc
4	91	24 LSB				
5	121	16	C_{is}	-29	○	rad
	139	8 MSB	i_0	-31	○	sc
6	151	24 LSB				
7	181	16	C_{rc}	-5	○	m
	197	8 MSB	ω	-31	○	sc
8	211	24 LSB				
9	241	24	$\dot{\Omega}$	-43	○	sc/s
10	279	14	$\dot{i}$	-43	○	sc/s



(a) 軌道面の配置

(b) 楕円軌道

図 8: 人工衛星の軌道

軌道長半径 (semi major axis; a) 楕円の長径. 短径 b とは $b = a\sqrt{1-e^2}$ の関係にある.

離心率 (eccentricity; e) 楕円の偏平さを表すパラメータで, $0 \leq e < 1$ の範囲にあり, e が小さいほど真円に近くなる. $e = 0$ は円, $e = 1$ は放物線を表す.

真近点角 (true anomaly; θ) ある特定の時刻 (エポック epoch という) における人工衛星の位置を表すために用いる. 近地点を基準として, 焦点まわりに反時計方向に測った角度とする.

以上の 6 つのパラメータを軌道の 6 要素といい, 人工衛星の軌道を記述する際に普通に用いられる (図 8). ただ, 真近点角は時刻との関係が線形にならないことから扱いにくいので, GPS 衛星の位置を計算する際には平均近点角が用いられる. 平均近点角 (mean anomaly) M はケプラー方程式

$$M = E - e \sin E \quad (5)$$

から求められる. ここで E は楕円の中心周りにはかった角度で, 離心近点角 (eccentric anomaly) といい, 真近点角との間に

$$\sin \theta = \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E}{1-e \cos E}, \quad \cos \theta = \frac{\cos E - e}{1-e \cos E} \quad (6)$$

の関係がある. 平均近点角を用いると, エポック時刻 t_0 における平均近点角の初期値を M_0 としたとき,

$$M(t) = \sqrt{\frac{\mu_e}{a^3}} (t - t_0) + M_0 \quad (7)$$

となり、時刻に対して線形な関数で衛星の位置を表せる。なお、ここで $M(t) = M_0 + 2\pi$ とすると衛星が軌道を一周する時間、すなわち周回周期が

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_e}} \quad (8)$$

と求められる。GPS の軌道半径は 26562 km なので、 $T = 11$ 時間 58 分で地球を一周する。これはちょうど 0.5 恒星日であるから、1 恒星日=23 時間 56 分が経つと地球との位置関係が元に戻ることになる。したがって、ある地点からある決まった GPS 衛星を観測すると毎日ほぼ同じ時刻に同じ位置に見えるが、この時刻は 1 日あたり 4 分程度ずつ早まる。GPS 衛星の周回速度は、離心率が小さいので、円軌道とみなせば、3.874 km/s となる。

さて、航法メッセージから GPS 衛星の位置を計算するには、まず衛星の位置を計算する時刻 t とエポック時刻 t_{oe} との差から平均近点角 M を計算する。

$$M = M_0 + (n_0 + \Delta n) \cdot (t - t_{oe}) \quad (9)$$

次に、この平均近点角から真近点角 θ を求める。このためには、まず式 (5) の関係を利用して離心近点角 E を求める。次の式で $E_0 = M$ として、10 回程度計算すると十分な近似値が得られる。

$$E_{i+1} = E_i + e \sin E_i \quad (10)$$

さらに、式 (6) から真近点角 θ を得る。

あとは軌道面内における衛星の位置を計算して、ECEF 座標系に変換すればよい。真近点角は近地点が基準であるから、これを昇交点を基準にした角度 ϕ に変換する。

$$\phi = \theta + \omega \quad (11)$$

さらに、補正值 C を用いながら昇交点からの角度 u 、地心距離 r 、軌道傾斜角 i を計算する。

$$\begin{bmatrix} u \\ r \\ i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ A(1 - e \cos E) \\ i_0 + \dot{i}(t - t_{oe}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{uc} & C_{us} \\ C_{rc} & C_{rs} \\ C_{ic} & C_{is} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos 2\phi \\ \sin 2\phi \end{bmatrix} \quad (12)$$

最後に、昇交点赤経を求め、ECEF 直交座標値に変換する。

$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) \cdot (t - t_{oe}) - \dot{\Omega}_e t_{oe} \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega \cos i \\ \sin \Omega & \cos \Omega \cos i \\ 0 & \sin i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \cos u \\ r \sin u \end{bmatrix} \quad (14)$$

地球自転角速度は、 $\dot{\Omega}_e = 7.2921151467 \times 10^{-5}$ rad/s である。

以上により、任意の時刻における GPS 衛星の位置を計算できる。なお、IODE は IODC と同様にエフェメリス情報のバージョン番号を意味する。また、エフェメリス情報の角度の単位としては半円 (sc=semi-circle; 1 sc = π rad) が用いられており、円周率については 3.1415926535898 を用いる。

表 5: 航法メッセージ (アルマナック)

ワード	ビット位置	ビット数	内 容	スケール	符号	単位
1	1	22	TLM	テレメトリワード		
2	31	22	HOW	ハンドオーバーワード		
3	63	6	SV ID	衛星番号		
	69	16	e	離心率	-21	
4	91	8	t_{oa}	エポック時刻 (アルマナック)	12	s
	99	16	δi	軌道傾斜角	-19	○ sc
5	121	16	$\dot{\Omega}$	Ω_0 の変化率	-38	○ sc/s
	137	8	SV _{health}	衛星健康状態		
6	151	24	$\sqrt{A}$	軌道半径	-11	m ^{1/2}
7	181	24	Ω_0	昇交点赤経	-23	○ sc
8	211	24	ω	近地点引数	-23	○ sc
9	241	24	M_0	平均近点角	-23	○ sc
10	271	8 MSB	a_{f0}	クロック補正係数		
	279	11	a_{f1}	クロック補正係数	-38	○ s/s
	290	3 LSB	a_{f0}	クロック補正係数	-20	○ s

表 6: 航法メッセージ (サブフレーム 4, ページ 18)

ワード	ビット位置	ビット数	内 容	スケール	符号	単位
1	1	22	TLM	テレメトリワード		
2	31	22	HOW	ハンドオーバーワード		
3	63	6	SV ID	ページ ID = 56		
	69	8	α_0	電離層補正係数	-30	○ s
	77	8	α_1	電離層補正係数	-27	○ s/sc
4	91	8	α_2	電離層補正係数	-24	○ s/sc ²
	99	8	α_3	電離層補正係数	-24	○ s/sc ³
	107	8	β_0	電離層補正係数	11	○ s
5	121	8	β_1	電離層補正係数	14	○ s/sc
	129	8	β_2	電離層補正係数	16	○ s/sc ²
	137	8	β_3	電離層補正係数	16	○ s/sc ³
6	151	24	A_1	UTC パラメータ	-50	○ s/s
7	181	24 MSB	} A_0	UTC パラメータ	-30	○ s
8	211	8 LSB				
	219	8	t_{ot}	エポック時刻 (UTC)	12	s
	227	8	WN_t			
9	241	8	Δt_{LS}	現在のうるう秒	0	s
	249	8	WN_{LSF}	うるう秒の更新週	0	weeks
	257	8	DN	うるう秒の更新日	0	days
10	271	8	Δt_{LSF}	更新後のうるう秒	0	s

ところで、高度約 2 万 km にある GPS 衛星が放送する信号が地上まで到達するには、光速でも 70 ms 弱の時間がかかる。GPS 衛星は地球に対して秒速 3 km 以上の速度で移動しており、地球もまた自転していることから、衛星位置についてはこれらの相対的な位置変化を考慮しなければならない。すなわち GPS の測位計算にあたっては、GPS 衛星については測距信号の送信時点の位置を用いることとし、受信時刻から測距信号の伝搬時間（衛星ごとに異なる）を差し引いた時刻について衛星位置を計算する。さらに、伝搬時間中の地球の自転による影響を取り除くために、エフェメリスから計算した衛星位置に対して地球の自転分だけ逆に回転を加えてから測位計算に使用する。こうした影響を Sagnac（サニャック）効果という。

航法メッセージ — 軌道情報 (アルマナック)

サブフレーム 1～3 が航法メッセージを送信している衛星自身の情報しか含まないのに対して、サブフレーム 4 および 5 には全衛星に関係した情報が収められており、どの衛星も同じ情報を放送している。これらの情報はデータ量が多いためページ単位に分割されているのは前述のとおりで、どちらのサブフレームも 1～25 のいずれかのページが順番に送信される。

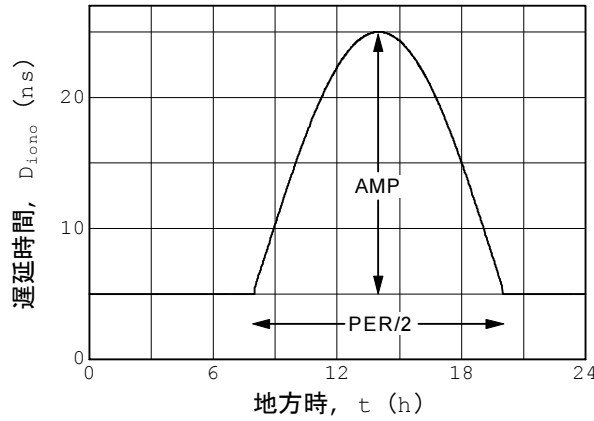


図 9: 電離層遅延モデル

全衛星の概略の軌道情報はアルマナック情報と呼ばれ、サブフレーム 4 のページ 2～5 および 7～10、サブフレーム 5 のページ 1～24 に収められている。合計 32 ページで、32 機の衛星に対応する。アルマナック情報の内容は表 5 のとおりで、クロック補正情報およびエフェメリス情報の一部から構成される。同じパラメータでもエフェメリス情報に比べてビット数が減らされており、衛星の捕捉に最低限必要な情報に抑えられている。アルマナック情報のエポック時刻は t_{oa} で規定される。

航法メッセージ — 電離層遅延補正係数

高度 100 km 以上に分布する電離層には GPS の使用するマイクロ波帯の電波の進行を遅くさせる働きがあり、これにより生じる電離層遅延についてはあらかじめ決められたモデル式により遅延量を推定して補正することとなっている。このための情報は、サブフレーム 4 のページ 18 に乗せられている (表 6)。 $\alpha_0 \sim \alpha_3, \beta_0 \sim \beta_3$ の計 8 個のパラメータにより全世界の電離層遅延を補正するもので、この電離層遅延補正係数はすべての衛星に共通である。

GPS では、次のモデル式を使うこととされている (単位 [s])。

$$T_{iono}(t_L) = \begin{cases} F \left[5 \times 10^{-9} + AMP \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & |x| < 1.57 \\ 5 \times 10^{-9} F, & |x| \geq 1.57 \end{cases} \quad (15)$$

このモデルを図示すると図 9 のようにコサイン関数の上半分の形になることから、コサインモデルと呼ばれる。

式 (15) の x はコサイン関数の位相を表しており、

$$x = \frac{2\pi (t_L - 14 \times 3600)}{PER} \quad (16)$$

から計算される。 t_L は、衛星から送信されてきた信号が電離層に入射する位置 (ピアースポイント pierce point という) における地方時で、GPS 時刻 t との関係は $t_L = 12 \times 3600 \lambda_i + t$ である。電離層の状態は時刻によって大幅に変わるため、地方時の情報が必要となっている。コサイン関数の頂点は地方時の 14 時に対応し、昼間はコサイン関数による近似が、また夜間は定数 5 ns が用いられることになる。

AMP はコサイン波形の振幅を表し、電離層遅延補正パラメータ $\alpha_0 \sim \alpha_3$ から

$$AMP = \max \left\{ 0, \sum_{i=0}^3 \alpha_i \phi_m^i \right\} \quad (17)$$

として計算する．電離層に関する現象は地磁気に関係しているものと考えられていることから，磁気緯度 ϕ_m [rad] が式中に現れている．

PER はコサイン波形の周期であって，電離層遅延補正パラメータ $\beta_0 \sim \beta_3$ から計算する．

$$PER = \max \left\{ 20 \times 3600, \sum_{i=0}^3 \beta_i \phi_m^i \right\} \quad (18)$$

F は，測距信号が天頂方向からではなく斜めの方向から電離層に入射するため電離層の通過距離が長くなる影響を考慮するためのもので，後に説明する式 (38) のように衛星仰角 EL から求められる．ただし，式 (38) をそのまま計算するのは負荷が大きいことから，実際の GPS 受信機では

$$F = 1 + 16 (0.53 - EL)^3 \quad (19)$$

を近似式として用いる．

ピアースポイントの磁気緯度 ϕ_m は，以下の関係式から求める．

$$\psi = \frac{0.00137}{EL + 0.11} - 0.022 \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \phi_{i0} &= \phi_u + \psi \cos AZ \\ \phi_i &= \begin{cases} \phi_{i0}, & |\phi_{i0}| \leq 0.416 \\ 0.416, & \phi_{i0} > 0.416 \\ -0.416, & \phi_{i0} < -0.416 \end{cases} \end{aligned} \quad (21)$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \sin AZ}{\cos \phi_i} \quad (22)$$

$$\phi_m = \phi_i + 0.064 \cos(\lambda_i - 1.617) \quad (23)$$

AZ は衛星の方位角， ϕ_u, λ_u は受信機の緯度および経度， ϕ_i, λ_i はピアースポイントの緯経度， ψ はピアースポイントおよび受信機が地球中心との間で作る角度である．角度の単位はすべて半円 (semi-circle) とする．

航法メッセージ — UTC 関係

GPS が基準とする時系は GPS 時刻と呼ばれ，GPS 衛星および地上の MCS (主統制局) はすべてこの時系にしたがって稼動している．GPS 時刻は MCS に設置されているセシウム原子時計により管理されているが，そのベースとなっているのは米海軍天文台 (USNO; US Naval observatory) の原子時計である．ユーザが GPS 受信機により得る時計は GPS 時刻が基準となるから，USNO 時刻にも同期していることになる．

サブフレーム 4 のページ 18 には，GPS 時刻と UTC (協定世界時) との関係を表す変換パラメータが格納されている．この情報を利用すれば，受信機側で UTC や JST (日本標準時) が得られる．GPS 時刻 t から UTC による時刻 t_{UTC} への変換は，次式により行う．

$$t_{UTC} = t - \Delta t_{UTC} \quad (24)$$

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1 (t - t_{ot}) \quad (25)$$

A_0, A_1 は USNO 原子時計の UTC に対するずれを表しており、エポック時刻 t_{ot} からの経過時間の一次式により補正する． Δt_{LS} はうるう秒で、1999 年～現時点まで $\Delta t_{LS} = 13$ s である．うるう秒は不定期に実施されることから、GPS 衛星が放送する UTC 関係の情報（表 6）には次回のうるう秒の更新予定日が含まれている．うるう秒は 23:59:60 という変則的な時刻として挿入されるから、受信機はこの取扱いに注意する必要がある．

A1.3.3 ユーザ位置の計算

衛星 i と受信機との距離の測定値を r_i [m] と書くことにする．これは正確な距離 ρ_i [m] に受信機の時計の進み δ [s] による誤差が加わって測定されたものであることから擬似距離（pseudo-range）と呼ばれ、 $r_i = \rho_i + c\delta = \rho_i + s$ の関係にある．受信機の時計が進んでいると、測距信号が到着する瞬間に本来よりも進んだ時刻が観測されるため、見かけ上余分に時間がかかったことになり、距離の測定結果が長めとなる．

衛星の位置は既知として、測定した擬似距離から受信機位置を求めることを考える．衛星と受信機との正確な距離 ρ_i は、受信機位置を (x, y, z) 、衛星 i の位置を (x_i, y_i, z_i) とすると、

$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} \quad (26)$$

と表される（単位はすべて [m]）．擬似距離と本来の距離との関係より、受信機位置 $\mathbf{x}$ を求めるためには、連立方程式

$$\begin{cases} r_1 = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} + s \\ r_2 = \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} + s \\ \vdots \\ r_N = \sqrt{(x_N - x)^2 + (y_N - y)^2 + (z_N - z)^2} + s \end{cases} \quad (27)$$

を、 x, y, z, s について解けばよい．3 次元の位置を決めるためには未知数は最低 3 つとなるが、式 (27) では受信機の時計誤差 δ も未知数として扱われているため未知数は合計 4 つとなり、これを解くためには最低 4 つの方程式が必要となる．したがって、4 個以上の衛星を使用して擬似距離を測定する必要があることになる．

連立方程式 (27) のそれぞれの式は、2 乗すると球面を表す式になる．幾何学的には、受信機位置 x, y, z はこれらの球面の交点として求めることができる．正しく距離が測定されていれば 4 つの球面は 1 点で交わるはずだが、擬似距離は受信機クロック誤差 $s = c\delta$ だけ長く測定されているから、1 点では交わらない．このため、図 10 のように球面が 1 点で交わるように s を変化させて球の大きさを調整すると、そのときの交点として受信機位置が求められる．5 個以上の衛星を使用する場合はそれでも 1 点では交わらないので、受信機位置 x, y, z と各球面との距離の 2 乗和がもっとも小さくなるように s を調整する（最小二乗法）．

さて、式 (27) は非線形の連立方程式であるため、通常は適当な初期値のまわりで線形化を行い、逐次近似法により解を得る．

手順 (1) x, y, z, s について、適当な初期値 x^0, y^0, z^0, s^0 を用意する．

手順 (2) x^0, y^0, z^0, s^0 としたときに擬似距離として測定されるべき値を計算する．

$$\begin{cases} r_1^0 = \sqrt{(x_1 - x^0)^2 + (y_1 - y^0)^2 + (z_1 - z^0)^2} + s^0 \\ r_2^0 = \sqrt{(x_2 - x^0)^2 + (y_2 - y^0)^2 + (z_2 - z^0)^2} + s^0 \\ \vdots \\ r_N^0 = \sqrt{(x_N - x^0)^2 + (y_N - y^0)^2 + (z_N - z^0)^2} + s^0 \end{cases} \quad (28)$$

手順 (3) 実際に測定された擬似距離 r_i に対して、残差 $\Delta r_i = r_i - r_i^0$ を求める．

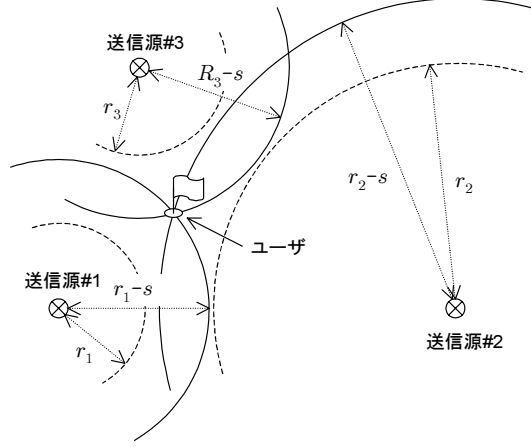


図 10: 球面の交点として位置を求める

手順 (4) x^0, y^0, z^0, s^0 をこの残差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、 r_i の x, y, z, s による偏微分

$$\begin{aligned} \frac{\partial r_i}{\partial x} &= -(x_i - x^0)/r_i^0, & \frac{\partial r_i}{\partial y} &= -(y_i - y^0)/r_i^0, \\ \frac{\partial r_i}{\partial z} &= -(z_i - z^0)/r_i^0, & \frac{\partial r_i}{\partial s} &= 1 \end{aligned}$$

を用いる。 x^0, y^0, z^0, s^0 の変化量を $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta s$ と書くと、

$$\begin{cases} \Delta r_1 = \frac{\partial r_1}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial r_1}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial r_1}{\partial z} \Delta z + \frac{\partial r_1}{\partial s} \Delta s \\ \Delta r_2 = \frac{\partial r_2}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial r_2}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial r_2}{\partial z} \Delta z + \frac{\partial r_2}{\partial s} \Delta s \\ \vdots \\ \Delta r_N = \frac{\partial r_N}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial r_N}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial r_N}{\partial z} \Delta z + \frac{\partial r_N}{\partial s} \Delta s \end{cases} \quad (29)$$

という連立方程式が得られる。 Δr_i はわかっているから、この連立方程式を $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta s$ について解けばよい。

手順 (5) 得られた $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta s$ により、初期値を更新する。

$$\begin{aligned} x^1 &= x^0 + \Delta x, & y^1 &= y^0 + \Delta y, \\ z^1 &= z^0 + \Delta z, & s^1 &= s^0 + \Delta s \end{aligned}$$

手順 (6) 初期値を x^1, y^1, z^1, s^1 に更新して、手順 (2) に戻る。以上の手順を、 $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta s$ が十分に小さくなるまで繰り返す。

このような手順で解を求めることができる。通常はそれほど厳密な初期値は必要ではなく（簡単に $x^0 = y^0 = z^0 = s^0 = 0$ から始めてもかまわない）、数回程度の繰返しで正しい解に収束する。

上に述べた解法でもっとも手間がかかるのは、手順 (4) の部分の方程式を解くことと思われる。まず、取扱いを簡単にするために、方程式を行列により表現する。ベクトル $\Delta \mathbf{x} = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z \ \Delta s]^T$, $\Delta \mathbf{r} = [\Delta r_1 \ \Delta r_2 \ \cdots \ \Delta r_N]^T$ を利用すると、手順 (4) の方程式は

$$G \Delta \mathbf{x} = \Delta \mathbf{r} \quad (30)$$

と簡単に書くことができる． G は

$$G = \begin{bmatrix} \frac{\partial r_1}{\partial x} & \frac{\partial r_1}{\partial y} & \frac{\partial r_1}{\partial z} & \frac{\partial r_1}{\partial s} \\ \frac{\partial r_2}{\partial x} & \frac{\partial r_2}{\partial y} & \frac{\partial r_2}{\partial z} & \frac{\partial r_2}{\partial s} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial r_N}{\partial x} & \frac{\partial r_N}{\partial y} & \frac{\partial r_N}{\partial z} & \frac{\partial r_N}{\partial s} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-(x_1-x)}{r_1} & \frac{-(y_1-y)}{r_1} & \frac{-(z_1-z)}{r_1} & 1 \\ \frac{-(x_2-x)}{r_2} & \frac{-(y_2-y)}{r_2} & \frac{-(z_2-z)}{r_2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{-(x_N-x)}{r_N} & \frac{-(y_N-y)}{r_N} & \frac{-(z_N-z)}{r_N} & 1 \end{bmatrix} \quad (31)$$

で，GPS 衛星と受信機の相対的な位置関係により決まる．式 (30) の連立方程式の解は，方程式が 4 つ (G が 4 行 4 列の正方行列の場合) であれば G の逆行列を求めることで得られる．

$$\Delta \mathbf{x} = G^{-1} \Delta \mathbf{r} \quad (32)$$

方程式が 5 つ以上ある (G が 5 行以上ある) 場合は未知数よりも方程式のほうが数が多いことになるが，このような場合には最小二乗法により解を得るのが一般的で，

$$\Delta \mathbf{x} = (G^T G)^{-1} G^T \Delta \mathbf{r} \quad (33)$$

として更新量を求める．

重み付きの計算

$N > 4$ の場合は未知数よりも方程式のほうが多い状況であるから，もしはじめてから誤差が大きいとわかっている測定値があるのならば，その測定値に関する方程式は利用しなくても解を求めることができる．たとえば $N = 5$ の場合，すべての衛星に関する擬似距離を同等に扱って測位計算をするよりも，他の衛星に比べて擬似距離の測定誤差がもっとも大きいと思われる衛星を除いて計算したほうが結果的に測位誤差が小さくなる可能性がある．

つまり，擬似距離の測定値 $r_1, r_2, \dots, r_N$ に含まれる誤差の程度があらかじめわかっている場合には，そのことを利用して解に含まれる誤差を小さくすることができる．誤差が大きいと思われる測定値はあまり重要視せず，正確と考えられる測定値を重点的に取り扱うことで，解に含まれる誤差 (の期待値) をなるべく小さくわけで，後述するように GPS の場合は仰角の低い衛星に関する擬似距離は測定精度が良くないことがわかっているから，こうした手法は有効である．

擬似距離に含まれる誤差を考慮して測位計算を行うには，重み付きの最小二乗法を利用する．この計算のためには，まず次のような重み行列 W を用意する．

$$W = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & w_2 & & 0 \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & w_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/\sigma_1^2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1/\sigma_2^2 & & 0 \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & 1/\sigma_N^2 \end{bmatrix} \quad (34)$$

σ_i は擬似距離 r_i に含まれる誤差の標準偏差である ($\sum_i w_i = 1$ である必要はない)．この重み行列を利用して方程式に重みづけをして，誤差の期待値がもっとも小さくなるように解を求めるには，

$$\Delta \mathbf{x} = (G^T W G)^{-1} G^T W \Delta \mathbf{r} \quad (35)$$

のように $\Delta \mathbf{x}$ を定めればよい。 $N = 4$ の場合は解は一意に決まるから重みをつけて計算を行っても特に意味はないが、式 (35) を計算することはできる。

双曲線航法との関係

ところで、式 (27) の連立方程式の解を求めるには、上述のように受信機クロック誤差 $s = c\delta$ を未知数として解くほかに、それぞれの式同士の引き算により s を消去する方法がある。

$$\left\{ \begin{array}{l} r_1 - r_2 = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} \\ \quad - \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} \\ r_2 - r_3 = \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} \\ \quad - \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2} \\ \quad \vdots \\ r_{N-1} - r_N = \sqrt{(x_{N-1} - x)^2 + (y_{N-1} - y)^2 + (z_{N-1} - z)^2} \\ \quad - \sqrt{(x_N - x)^2 + (y_N - y)^2 + (z_N - z)^2} \end{array} \right. \quad (36)$$

s が消去されて未知数は x, y, z の 3 つだから、3 組以上の式があれば解を求めることができる。ただし、左辺は各衛星に関する擬似距離の差であるから、3 組の式をつくるにはやはり 4 機の衛星が必要となる。2 点からの距離の差が一定となる面を描くと回転双曲面（双曲線を回転させてできる面）になることから、この連立方程式の解は幾何学的には 3 つ（以上）の回転双曲面の交点として求められる。

距離の差が一定となる曲線を描くと、双曲線となる。このことを利用して位置を求める方法は双曲線航法（hyperbolic navigation）と呼ばれ、ロラン C やオメガなどで用いられてきた。GPS の場合も擬似距離の差を利用してユーザ位置を求めることができるが、マイクロプロセッサの普及により作図に頼って位置を求める必要がなくなった現在は、DOP の計算や収束性などの都合から s を未知数として解く方法が一般的である。

A1.4 測位誤差

GPS 衛星が送信する測距信号は、2 万 km の距離を伝搬したのちに GPS 受信機に到達して距離の測定に用いられる。この間にはさまざまな要因により誤差を生じることとなるが、要因別に誤差の特徴を解説する。また、測距誤差から測位誤差を計算する方法や、測位精度の指標である DOP についても述べる。

A1.4.1 衛星軌道

GPS 受信機は、GPS 衛星が送信する測距信号を用いて衛星と受信機間の距離を測定し、測位計算を実行する。このとき衛星の位置情報に誤差があると、直接的に測位誤差となって現れることになる。

GPS 衛星の軌道は正確に予測されて航法メッセージとして放送されているが、現在の技術水準では数 m ～ 10 m 程度の誤差は避けることができず、この予測誤差が衛星軌道誤差として残ることになる。図 11 は衛星軌道誤差の例で、航法メッセージとして放送されている放送軌道暦（broadcast ephemeris）から計算した衛星位置と、事後に別途計算される正確な軌道である精密軌道暦（precise ephemeris）による位置との差を表示した。この例では航法メッセージの放送直後はどの方向にも 1.5 m 以下の誤差となっているが、2 ～ 3 時間が経過すると次第に誤差が拡大する様子がわかる。精密軌道暦は IGS（international GPS service）という国際的機関が作成しており、最確値の公称精度は 5 cm 程度とされている [3]。

衛星軌道誤差による影響は視線方向（ユーザと GPS 衛星を結ぶ直線の方向）の位置誤差が問題で、これと直交する方向の誤差は測位結果に影響を及ぼさない。人工衛星はそれほど細かい振動をすることはないから、衛星軌道の予測誤差は周期の長いバイアス性の成分となる。

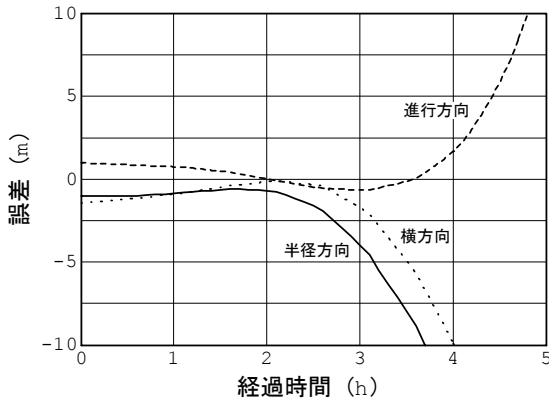


図 11: 衛星軌道誤差の実例

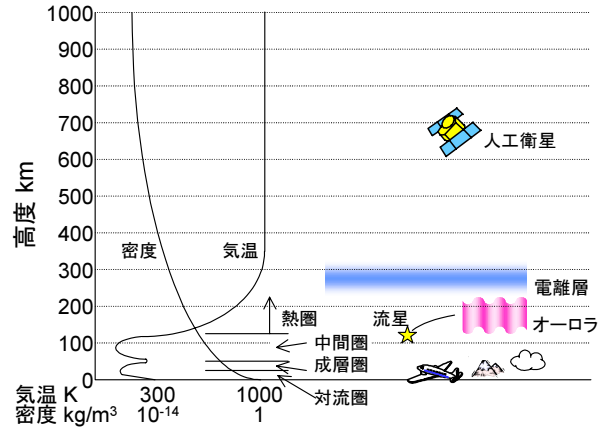


図 12: 高層大気圏の構造

A1.4.2 衛星クロック

GPS 衛星には、時刻同期用の正確な発振器として、セシウム原子時計が搭載されている。宇宙用セシウム発振器の精度はおおよそ 10^{-13} 程度といわれるが、これでも 1 日 (=86400 秒) の間には 10^{-8} 秒程度のオーダの時刻誤差を生じることになる。これを距離に換算すると約 3 m であって、補正をしないでいると数日のうちに大きな誤差に成長してしまう。

このため、衛星クロックを補正するための情報が航法メッセージに含まれている。このクロック補正情報により補正してもなお残る誤差が、衛星クロック誤差である。セシウム発振器は短期的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。

なお、後述する SA が実施されている場合には、衛星クロックに人工的な雑音を加えられている。つまり衛星クロックの精度（安定性）が意図的に落とされているわけだが、これは航法メッセージに含まれる補正情報では補正することができないから、利用者にとっては測位誤差となって現れることとなる。SA による雑音は周期が 100 秒程度と短く、ランダム性誤差となる。

A1.4.3 電離層遅延

大気圏は、図 12 のような構造を持っている。高層大気圏では気体分子が X 線や紫外線などの影響で電離し、自由電子の密度が高いプラズマ状になっている。こうした領域を電離層といい、GPS に大きな影響があるのは高度 100 km 以上に現れるスホラディック E 層 (E_s 層) およびそれより高い高度に発生する F 層 (F1 層および F2 層) である。電離層の状態は太陽活動の活発さ、季節、時刻、場所といった要素により変化し、GPS に対する影響も刻々と変わっている。

GPS が使用するマイクロ波帯では、電離層の屈折率が電子密度と電波の周波数によって変化することにより、進行速度が遅くなることが主な影響といえる。これは天頂方向で 5~100 ns 程度の遅れとなり、この遅れ時間の分だけ距離の測定に誤差を生じ、実際より長く測られることになる。これを電離層遅延 (ionospheric delay) と呼ぶ。

電離層による遅延量を D_{iono} [m] とすると、

$$D_{iono} = \frac{40.3}{c f^2} \int N dl = \frac{40.3}{c f^2} TEC \quad (37)$$

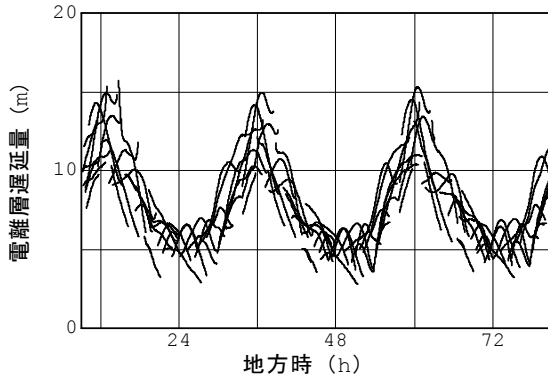


図 13: 電離層遅延の実測例 (2002 年 9 月 22～24 日, 調布市)

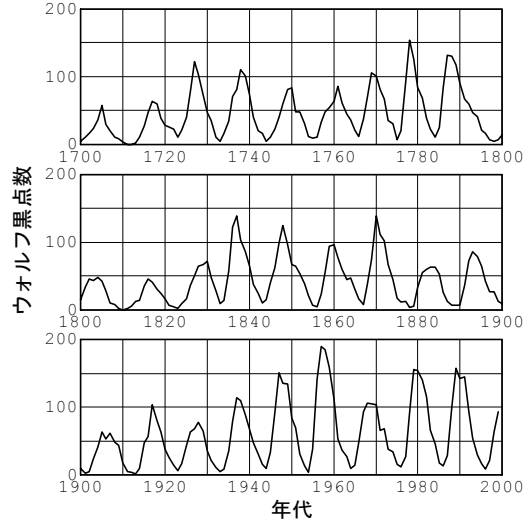


図 14: 太陽のウォルフ黒点数 (出典: 理科年表)

となる． f は電波の周波数で，民間用 L1 信号では 1575.42 MHz となる． $N [\text{m}^{-3}]$ は自由電子密度なので， $\int N dl$ は受信機と衛星を結ぶ直線上にある自由電子の総数となり，TEC (total electron content) とも呼ばれる (単位は $[\text{m}^{-2}]$)．図 13は電離層遅延量を実測した例で，電離層遅延は昼間に大きく，夜間は小さくなる様子がわかる．測定には 2 周波受信機を使用し，天頂方向遅延量に換算して表示してある．

実際には測距信号は天頂方向からではなく斜めの方向から電離層に入射するから，電離層の通過距離が長くなり，遅延はさらに大きくなる．天頂方向の遅延時間を $D_{iono}(90^\circ)$ とすると，仰角 EL 方向の衛星の電離層遅延量は

$$D_{iono}(EL) = D_{iono}(90^\circ) \left/ \sqrt{1 - \frac{R_e \cos EL}{R_e + H_{iono}}} \right. \quad (38)$$

となる． $H_{iono} [\text{m}]$ は電離層の平均高度で，一般には 350 km とする．仰角 5 度の衛星では，天頂方向の約 3 倍程度の遅延を生じることになる．

30 m にもなる測距誤差は無視できないから，GPS では電離層モデルを利用してこの誤差を補正することとなっている (A1.3.2節を参照)．それでも補正しきれない誤差は電離層遅延補正誤差として現れ，これは大きくても通常は 10 m 程度までとされる．

ところで，式 (37) からわかるように電離層遅延量は周波数の 2 乗に反比例する．この性質を利用すると，民間用 L1 信号に加えて軍用の L2 信号も受信できる 2 周波受信機では，電離層遅延量を直接測定して精度良く補正することができる．つまり，L1 信号による擬似距離 PR_{L1} と L2 信号による擬似距離 PR_{L2} の差 $PR_{L1} - PR_{L2}$ を用いて，

$$\int N dl = (PR_{L1} - PR_{L2}) \left/ \left(\frac{40.3}{c f_{L1}^2} - \frac{40.3}{c f_{L2}^2} \right) \right. \quad (39)$$

により TEC を求められる．したがって，2 周波受信機では航法メッセージのコサインモデルは使用せずに遅延量を直接測定することで補正するのが一般的である．

ところで，GPS に及ぼす影響が大きな環境条件のひとつに，太陽活動の活発さがある．太陽の活動は 11 年周期で盛衰を繰り返していることが知られるが，太陽が活発に活動すると大量の荷電粒子が地球に降り注ぐことから，電離層が厚くなるとともに電離層内部の変動が激しくなり，遅延量の推定が難しくなる．また，

GPS 衛星が太陽風の影響を受けることから、軌道予測の精度が低下します。図 14 は太陽の黒点数の観測値を年代順に表示したもので、11 年周期で黒点が増減している様子がわかる。一般に黒点が多い時期は太陽活動が活発で、現在、太陽は 2001 年頃を中心とする活動期 (solar high) の終わりにある。

A1.4.4 対流圏遅延

大気遅延 (atmospheric delay) に分類される遅延には、電離層遅延のほかに対流圏遅延 (tropospheric delay) がある。これは大気の屈折率 (refractive index) が 1 よりやや大きい値 (1.0003 程度) であるために生じる遅延で、大気密度が濃い地表付近で大きくなる。

大気による伝搬遅延を表すモデルのひとつである Hopfield モデルによれば、屈折率 n の大気による遅延量 (単位 [m]) は

$$D_{tropo}(h, 90^\circ) = H \frac{n_0 - 1}{5} \left(1 - \frac{h}{H}\right)^5 \quad (40)$$

となる [4]。この式で n_0 は地上における大気の屈折率、 h は測定点の高度、 H はこのモデルで考慮する大気の厚さで 43 km 程度とされる。高度が上がると対流圏遅延が小さくなることになるが、これは上空に上がると測距信号が通過する大気の長さが減少するためである。地上に近いほど大気密度が高いため、高度の上昇とともに急速に遅延量が小さくなる。

大気の屈折率 n は、マイクロ波以下の周波数では次のように表される [5][6]。

$$n = 1 + \left(77.6 \frac{P_d}{T} + 3.73 \times 10^5 \frac{P_w}{T^2}\right) \times 10^{-6} \quad (41)$$

ここで、 P_d [hPa] は大気圧 (水蒸気圧を除く)、 P_w [hPa] は水蒸気圧、 T [K] は絶対温度を意味する。たとえば、地上付近を仮定して $P_d = 1000$ hPa, $P_w = 10$ hPa, $T = 300$ K とすると、およそ $n = 1.0003$ 程度となる。

この他にも対流圏遅延を表すためのさまざまなモデルが考えられているが、普通の GPS 受信機では気圧や気温を知ることができない。測量用途などで高い精度を必要とする場合には別途気象条件を測定して補正を行うが、通常の利用法では一般的な気象条件を仮定するだけで十分といわれる。このため、もっとも簡単な方法としては、さまざまな気象条件における対流圏遅延量の平均値が使われる。たとえば、式 (40) をもとにした次の式がある。

$$D_{tropo}(h, 90^\circ) = 2.47 \left(1 - 2.3 \times 10^{-5} h\right)^5 \quad (42)$$

実際には、電離層遅延の場合と同じように衛星からの信号は天頂に対して斜めの方向から到来するから、対流圏遅延量および補正誤差はこれより大きな値となる。衛星の仰角を EL とすると、

$$D_{tropo}(h, EL) = \frac{2.47 \left(1 - 2.3 \times 10^{-5} h\right)^5}{\sin EL + 0.0121} \quad (43)$$

となり、仰角 5 度では天頂方向の 10 倍にもなる。

モデルによる対流圏遅延補正を施した後の補正誤差は、およそ 0.5 m 程度以下とされる。対流圏遅延量は GPS 受信機の高度により変化するので、ディファレンシャル GPS 処理を行う場合にはユーザと基準局の高度差に注意が必要である。

A1.4.5 マルチパス

GPS の使用しているマイクロ波は、直進性が強い他に物体にぶつくと反射しやすい性質があり、鏡や金属板はもちろん建物の壁や地面でも容易に反射する。一方、GPS 衛星は常に移動しており、受信機から見る

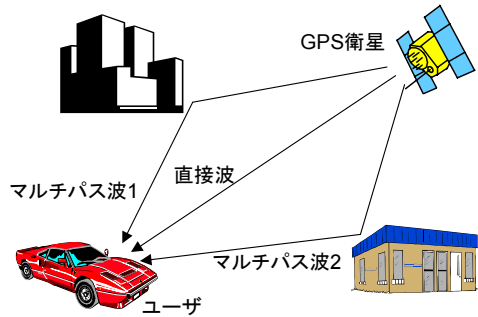


図 15: マルチパス

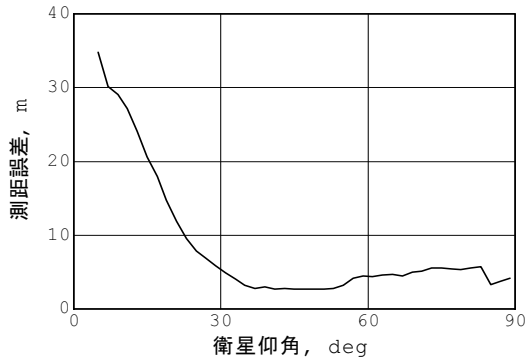


図 16: 仰角と測距誤差の関係

とさまざまな方向に現れるため、GPS 受信機が使うアンテナはあらゆる方向から到来する電波を受信するようになっている。このため GPS 受信機には、図 15 のように衛星から直接到来する直接波の他に周囲の建物などによる反射波が受信されてしまう。こうして受信される電波をマルチパス (multipath) 波という。マルチパス波は直接波とは異なる経路をたどっているため、到着までに要する時間が余計にかかる。これが直接波と同時に受信されると、直接波の波形を崩して受信機の動作に影響を及ぼすこととなり、具体的には測距誤差となって現れる。

建物や樹木などの障害物は地表付近にあることが多く、地表そのものによる反射もあるため、マルチパス波は地表近くで多く発生する。このため、マルチパスを抑えるためには、(i) 仰角の低い衛星を使用しない、(ii) 低仰角から到来する電波をカットする、といった対策が有効である。仰角の低い衛星からの信号は地表近くを通過してくるためマルチパスを多く含んでおり、これを使用しないことでマルチパスを避けられる。この対策には衛星の仰角がわかればよく、後述する仰角マスクなどにより対応する。

一方、仰角の高い衛星からの信号であっても、障害物に反射されて到来することがある。こうした反射波はやはり地表近くから到来するから、対策としては、(ii) のように仰角の低い部分については電波そのものを受信しないことが考えられる。GPS アンテナは基本的にはどちらの方向から到来する電波も受信するようにつくられているから、低仰角からの電波をカットするためにはチョークリング (choke ring) と呼ばれる部品を追加して対処する。

A1.4.6 受信機の測定誤差

GPS が開発された当初の受信機は受信回路を 1 チャンネルしか持っておらず、多数の衛星からの信号を同時に受信することはできなかった。したがって順次衛星を切り替えながら受信・測距処理を行うこととなり、衛星や受信機の移動、測定条件の変動などにより測定誤差を生じた。現在の受信機は 8~12 チャンネル程度の受信回路を持つものが普通で、多いものでは 16 チャンネルの製品もある。上空の衛星の大部分またはすべてを同時に処理でき、順次測定による測定誤差は発生しない。現在の受信機はすべてデジタル処理回路を採用しているから、チャンネル間での測定誤差のばらつきも問題とならない。

それでも、受信機内部のさまざまな要因により測定誤差が発生する。こうした影響は温度による影響を受けることから、受信機の熱雑音 (thermal noise) と呼ばれることがある。また、受信アンテナと受信機本体を接続する高周波ケーブルについては、品質の良いものを使用して最小限の長さとするべきである。受信機内部での測定誤差は、高度な処理回路を採用している受信機でも 0.5 m 程度を生じるといわれる。

表 7: 測位誤差モデル

誤差要因	バイアス成分 (m)	ランダム成分 (m)	合計 (m)
衛星軌道	2.1	0.0	2.1
衛星クロック	2.0 (20.0)	0.7	2.1 (20.0)
電離層遅延	4.0	0.5	4.0
対流圏遅延	0.5	0.5	0.7
マルチパス	1.0	1.0	1.4
受信機	0.5	0.2	0.5
測距誤差	5.1 (20.5)	1.4	5.3 (20.6)
平滑化後の測距誤差	5.1 (20.5)	0.4	5.1 (20.5)
水平測位誤差 ($HDOP = 2.0$), 標準偏差			10.2 (41.1)
垂直測位誤差 ($VDOP = 2.5$), 標準偏差			12.8 (51.4)

出典: Global Positioning System: Theory and Applications [8]

表 8: GPS の測位精度に関する規定

	SA があった時期の規定 [9]	SA 解除後の規定 [10]
水平方向	100 m (95%)	13 m (95%; 全世界平均)
	300 m (99.99%)	36 m (95%; 最悪地域)
垂直方向	156 m (95%)	22 m (95%; 全世界平均)
	500 m (99.99%)	77 m (95%; 最悪地域)

出典: GPS SPS Signal Specification[9], GPS SPS Performance Standard[10]

A1.4.7 総合誤差

以上に述べたような要因により, GPS 受信機の距離測定には誤差を伴う. 要因別にみるといずれも数 m 程度の誤差であるが, 総合すると少なくとも 5 m 以上の測距誤差となる.

要因別に誤差の大きさをまとめると, 表 7 のとおりである [7]. 表中の値は標準偏差で表示されているから, およそこの 2 倍が 95% 値に相当する. 「バイアス成分」とはゆっくりとした変化をする誤差成分を指し, 簡単には取り除くことができない. 一方「ランダム成分」は測定のたびに变化する誤差で, 適当なフィルタによる平滑化で低減することができる. 表 7 では, 総合的な測距誤差は 5.3 m 程度, フィルタによりランダム成分を低減した場合は 5.1 m となる. なお, カッコ内は SA がある場合の測定誤差を表す.

後述する DOP を用いると, 測位誤差と測距誤差の概略の関係を

$$\text{水平測位誤差} = \text{測距誤差} \times HDOP$$

$$\text{垂直測位誤差} = \text{測距誤差} \times VDOP$$

と書ける. 水平方向について $HDOP = 2.0$, 垂直方向は $VDOP = 2.5$ を仮定すると, ユーザの測位誤差は水平・垂直方向にそれぞれ 10.2 m あるいは 12.8 m となる. SA がある場合は同じく 41.1 m, 51.4 m となるが, これらはいずれも標準偏差であるから 95% 値はこの 2 倍となる.

一方, GPS の測位誤差については米軍による規定がある. これは, L1 信号のみによる GPS の標準測位サービスを民間に開放するにあたり, 提供する測位精度の下限を定めているもので, 1995 年に改訂版が発行された「Global Positioning System Standard Positioning Service Signal Specification」[9] が有名であったが, 2001 年 10 月には SA の解除を反映した「Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard」[10] が発行された. これらの文書による規定を表 8 にまとめる. 測位精度の規定は水平・垂直方向

の別に 95%値でなされているが、主な規定は典型値であることに注意しなければならない。衛星の配置によっては、規定より測位精度の悪い地域が発生することがある。

A1.4.8 選択利用性

1970 年代に GPS の開発が始められると、各種の地上試験や実験用衛星による測位実験が進展するにつれて、当初期待していたよりもはるかに良好な数 10 m 以下の測位性能を実現できることが判明した。当時実用されていたドップラー方式の衛星航法システム NNSS はすでに民間用途に開放されており、GPS についても軍民共用システムとする考えであった米軍は、安全保障上の理由により、この高い測位性能をそのまま開放することは適当ではないと判断した。

このため、GPS の民間用信号については、故意に精度を劣化させる措置を導入することとされた。これが SA (selective availability; 選択利用性) と呼ばれる操作であって、当初は 95%値で 500 m 程度の誤差を与える方針であったのが、民間側の強い要望で 100 m に抑えられたとのことである。

1978 年より 11 機が打ち上げられた（うち 1 機は打上げ失敗）ブロック I シリーズの実験用衛星は、SA の機能は持っていなかった。1989 年 2 月より運用型衛星である（つまり SA の機能を持つ）ブロック II シリーズの打上げが開始され、これが 6 機となった 1990 年 3 月 25 日に公式に SA が実施された。このときブロック I 衛星も 6 機が軌道上にあったから、半数の衛星に SA が実施されたことになる。

当然のことながら SA は民間ユーザにたいへん不評で、1996 年には、PDD (Presidential Decision Directive; 大統領政策指令) により 10 年以内に SA を解除するとの方針が示された。実際にはこれより早く、2000 年 5 月 2 日に大統領声明が出され、SA は解除された。これは、SA の影響を除いて高い精度を得られるディファレンシャル GPS 技術が発展し、もはや SA をかけている意味が薄れたとの判断によるものと思われる。今後とも SA は再実施しないとの方針が明らかにされている。

2001 年 10 月に発行された GPS の新しい性能規定である「Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard」[10] では、SA の解除を反映した測位精度が規定されている。

A1.4.9 仰角マスク

擬似距離の測定精度は、衛星の仰角に大きく依存している。仰角が低い衛星では、通過する大気圏の距離が長いこと遅延誤差が大きくなり、信号が地表近くを通過するためマルチパスの影響も受けやすくなる。図 16 はこうした関係を実測した例で、仰角が低くなると測距誤差が大きくなる様子がわかる。このため、仰角の低い衛星を測位計算に使わないようにすれば測位精度を上げることができる。

仰角マスク (elevation mask angle) はこのために使われるパラメータで、中級以上の受信機では用途に応じてこの値を設定できるのが一般的である。ハンディ受信機などでは設定できないが、この場合はマスクそのものを行わないか、あるいは受信機が自動的に衛星を選択している。

一般的には仰角マスクは 5~15 度程度の範囲で設定し、設定された値よりも仰角が低い衛星は一律に使用されなくなる。仰角マスクを大きくするほど擬似距離の測定精度が良くなる（正しくは測定精度が悪い観測値を使わないだけ）ので測位精度も向上するが、あまり大きくすると使用可能な衛星の数そのものが減少してしまい、逆に測位精度が下がるか、あるいは測位演算が実行できなくなってしまうこともある。

航空機や船舶の航法用途では、もともと周辺に障害物が少ない環境にあることや、測位演算を中断させないために衛星数をできるだけ多くしたいことなどから、仰角マスクは 5 度程度が一般的である。これに対して、周辺に障害物が多い測量分野では、決まった地点で長時間の観測を行うため観測データに多少の欠落があってもそれほど不都合がなく、周辺の環境により 15~20 度程度の仰角マスクが設定される。

また、衛星の仰角に対する誤差のおおよその特性はあらかじめわかっているから、このことをより積極的

に利用して測位精度を上げる方法がある。仰角マスクのように衛星を使うか使わないかのどちらかに分けてしまうのではなく、測定値に重みをつけて測位演算を実行するのがそれで、**A1.3.3**節で述べたように測位演算に重み付きの最小二乗法を用いることとなる。市販の受信機では、仰角マスクによる選別をしたうえでさらに重みをつけて測位計算をするものが多いようである。

A1.4.10 測位誤差と DOP

擬似距離に小さな変動 $\Delta \mathbf{r}$ があつたときに受信機位置 x, y, z, s (s は受信機のクロック誤差) に与える影響 $\Delta \mathbf{x}$ は、式 (30) により表され、

$$G \Delta \mathbf{x} = \Delta \mathbf{r} \quad (44)$$

である。 G の逆行列を使うと、 $\Delta \mathbf{x}$ を

$$\Delta \mathbf{x} = G^{-1} \Delta \mathbf{r} \quad (45)$$

と書き表せる。

擬似距離の測定値に測距誤差 $\mathbf{e}$ が含まれていると、その誤差による変動は式 (46) と同じ形式となり、

$$\Delta \mathbf{x} = G^{-1} \mathbf{e} \quad (46)$$

と表される。すなわち、各衛星の測距誤差を並べて $\mathbf{e}$ とすると、それによる測位誤差は式 (46) により $\Delta \mathbf{x}$ として得られる。最小二乗法により測位計算を行っている場合は

$$\Delta \mathbf{x} = (G^T G)^{-1} G^T \mathbf{e} \quad (47)$$

となるし、重み付きの計算方法を採用している場合は

$$\Delta \mathbf{x} = (G^T W G)^{-1} G^T W \mathbf{e} \quad (48)$$

により測位誤差を計算できる。

A1.4.11 DOP

ところで、変数間の誤差の相互関係を表すには共分散 (covariance) という表現を用いるのが一般的といえる。 N 次元ベクトル $\mathbf{a} = [a_1 \ a_2 \ \cdots \ a_N]$ の共分散行列 (covariance matrix) は $\text{cov}(\mathbf{a})$ と書き、

$$\text{cov}(\mathbf{a}) = \begin{bmatrix} \sigma_{a_1 a_1}^2 & \sigma_{a_1 a_2}^2 & \cdots & \sigma_{a_1 a_N}^2 \\ \sigma_{a_2 a_1}^2 & \sigma_{a_2 a_2}^2 & & \sigma_{a_2 a_N}^2 \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \sigma_{a_N a_1}^2 & \sigma_{a_N a_2}^2 & \cdots & \sigma_{a_N a_N}^2 \end{bmatrix} \quad (49)$$

の $N \times N$ 行列になる。 $\sigma_{a_i a_j}$ は変数 a_i と a_j との間の共分散で、変数間の相関関係の強さとそれぞれの変数の分散の大きさを表す (期待値を表す記号 $E[\cdot]$ を使えば、変数 a, b の共分散は $\sigma_{ab} = E[(a - E[a])(b - E[b])]$ である)。つまり、変数 a_i と a_j のそれぞれの分散に応じて共分散は大きくなるが、それらの間の相関が弱ければ共分散は小さな値にとどまる。なお、 $i = j$ のとき、 $\sigma_{a_i a_i}$ は変数 a_i の分散を表す。

式 (46) から $\Delta \mathbf{x}$ の共分散行列を求めると、誤差伝搬の法則より

$$\text{cov}(\Delta \mathbf{x}) = G^{-1} \text{cov}(\mathbf{e}) (G^{-1})^T \quad (50)$$

の関係がある。ここで $\mathbf{e}$ の各要素の間に相関がなく、測定誤差の分散が σ^2 と表されるものとする、 $\text{cov}(\mathbf{e}) = \sigma^2 I$ となるから (I は単位行列) ,

$$\text{cov}(\Delta \mathbf{x}) = G^{-1} (\sigma^2 I) (G^{-1})^T = \sigma^2 (G^T G)^{-1} = \sigma^2 C \quad (51)$$

となる。 $\text{cov}(\Delta \mathbf{x})$ は $\Delta \mathbf{x}$ の共分散行列で、

$$\text{cov}(\Delta \mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \sigma_{xx}^2 & \sigma_{xy}^2 & \sigma_{xz}^2 & \sigma_{xs}^2 \\ \sigma_{yx}^2 & \sigma_{yy}^2 & \sigma_{yz}^2 & \sigma_{ys}^2 \\ \sigma_{zx}^2 & \sigma_{zy}^2 & \sigma_{zz}^2 & \sigma_{zs}^2 \\ \sigma_{sx}^2 & \sigma_{sy}^2 & \sigma_{sz}^2 & \sigma_{ss}^2 \end{bmatrix} \quad (52)$$

と書ける。この行列の対角要素は特に x, y, z, s の分散を表すから、誤差を表す指標として有効である。

測位精度を決める要因には、(i) 擬似距離の測定精度 (測距精度) , (ii) 利用者と衛星との幾何学的位置関係、の二つがある。このうち (i) については σ が表しているから、上式を σ^2 で除すると (ii) の要因を代表するパラメータとなる。 $C = (G^T G)^{-1}$ を用いて、さらに距離の次元になるよう平方根をとると、

$$\begin{aligned} GDOP &= \frac{1}{\sigma} \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2 + \sigma_{ss}^2} = \sqrt{C_{11}^2 + C_{22}^2 + C_{33}^2 + C_{44}^2} \\ PDOP &= \frac{1}{\sigma} \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2} = \sqrt{C_{11}^2 + C_{22}^2 + C_{33}^2} \\ HDOP &= \frac{1}{\sigma} \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2} = \sqrt{C_{11}^2 + C_{22}^2} \\ VDOP &= \frac{1}{\sigma} \sqrt{\sigma_{zz}^2} = |C_{33}| \\ TDOP &= \frac{1}{\sigma} \sqrt{\sigma_{ss}^2} = |C_{44}| \end{aligned} \quad (53)$$

となる。これらを順に説明すると、

GDOP (G=geometric) 位置と時刻の決定精度を総合的に表す。

PDOP (P=position) $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ に関係しており、位置の決定精度を表す。

HDOP (H=horizontal) 関係しているのは σ_x, σ_y で、水平方向の位置の決定精度を表す。

VDOP (V=vertical) σ_z 、つまり垂直方向の位置の決定精度を表す。

TDOP (T=time) 時刻の決定精度を表す。

である。最小二乗法を利用する場合も同じく $C = (G^T G)^{-1}$ が使える。

GPS によるおよその測位精度は測距精度に DOP を乗じることで概算でき、「測距精度 $\times$ HDOP = 水平方向の測位精度」, 「測距精度 $\times$ VDOP = 垂直方向の測位精度」の関係がある。たとえば、測距精度が $\sigma_{PR} = 10$ m のとき、衛星の配置が $HDOP = 2, VDOP = 2.5$ であったならば、水平方向には 20 m、垂直方向には 25 m 程度の精度で測位が行われる。また、 $TDOP = 1.5$ とすると時刻の決定精度は 15 m となるが、単位を時間とするにはこれを光速 c で除して約 45 ns ということになる。なお、HDOP あるいは VDOP を計算する際には、 G は局地座標系により計算されている必要がある。

重みつき最小二乗法を用いる場合、解に含まれる誤差の共分散を表す式 (51) は

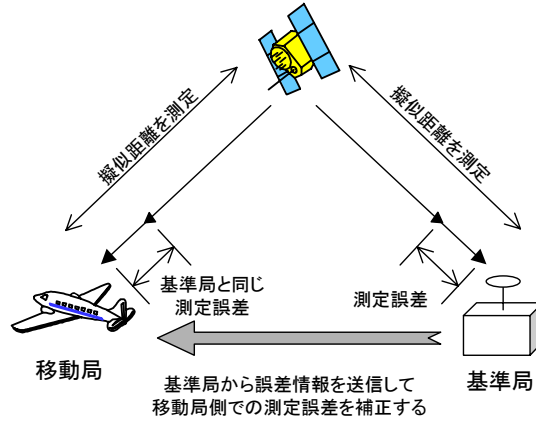


図 17: ディファレンシャル GPS

$$\text{cov}(\Delta \mathbf{x}) = (G^T W G)^{-1} \quad (54)$$

となる．この式は測位精度を概算するには使えるが，DOP については式 (53) により定義されており，重みをつけて計算されることはない．

A1.5 応用にあたって

以上までで，GPS の測位原理や測位誤差の性質について述べた．本章では，測位精度向上の中心的手法であるディファレンシャル GPS 方式をはじめとして，応用にあたって必要となる周辺知識について説明する．

A1.5.1 ディファレンシャル測位

GPS の誤差要因のうちの大部分は受信機を設置する場所に関係なく共通に現れるから，離れた場所にある複数の受信機が同じ影響を受けることになる．このことを利用すると，既知の地点に GPS 受信機を固定して誤差を測定すれば，この誤差情報により離れた地点の GPS 受信機に生じる誤差を予測し，補正することができる．

このように，既知の地点で GPS の誤差を測定し，これを利用して誤差の補正を図る方式をディファレンシャル GPS (DGPS; differential GPS) という．ディファレンシャル GPS では，既知地点に固定される受信機を基準局，移動するユーザ受信機を移動局と呼ぶ．

基準局で観測される衛星 i までの擬似距離 r_i^0 は，真の距離 ρ_i^0 と次のような関係がある．

$$r_i^0 = \rho_i^0 + \delta_i + \Delta^0 + \nu_i^0 \quad (55)$$

誤差成分のうち， δ_i は衛星 i に起因する誤差， Δ^0 は基準局アンテナの位置に依存する誤差であって， ν_i^0 はそのどちらでもなく観測毎に生じるランダム誤差とする．基準局については位置があらかじめわかっているから，真の距離 ρ_i^0 は計算により求められる．したがって，誤差成分だけを $r_i^0 - \rho_i^0 = \delta_i + \Delta^0 + \nu_i^0$ のように取り出すことができる．

移動局では，同様に擬似距離として

表 9: ディファレンシャル GPS により補正できる誤差要因

誤差要因	補正の可否	コメント
衛星軌道	○	長基線では精度低下
衛星クロック	◎	よく補正できる
電離層遅延	○	活動が激しいと精度低下
対流圏遅延	△	高度差に注意が必要
マルチパス	×	補正できない
受信機雑音	×	補正できない

$$r_i^1 = \rho_i^1 + \delta_i + \Delta^1 + \nu_i^1 \quad (56)$$

が観測されることになる．移動局の場合は真の距離 ρ_i^1 は未知であり，誤差成分だけを直接取り出すことはできない．

さて，何らかの手段により基準局で観測された誤差情報を伝送すれば，移動局では誤差成分の補正が可能となる．このためには，移動局で観測される擬似距離 r_i^1 から，基準局の誤差成分 ($r_i^0 - \rho_i^0$) を減じればよい．

$$\begin{aligned} r_i^1 - (r_i^0 - \rho_i^0) &= \rho_i^1 + \delta_i + \Delta^1 + \nu_i^1 - (\delta_i + \Delta^0 + \nu_i^0) \\ &= \rho_i^1 + (\Delta^1 - \Delta^0) + (\nu_i^1 - \nu_i^0) \end{aligned}$$

つまり， δ_i の項がキャンセルし，衛星に起因する誤差は取り除かれることになる．これがディファレンシャル GPS の基本的な原理であって，大部分の誤差を取り除くことができるが，受信機側の位置により決まる Δ, ν はキャンセルせず，むしろ基準局と移動局の両方の誤差が混入することになる．

GPS のさまざまな誤差要因について，それぞれディファレンシャル GPS により補正できるかどうかを表 9 にまとめた．衛星軌道誤差については基準局と移動局にほぼ共通に現れますのでディファレンシャル処理により補正できるが，基準局と移動局との間の距離（基線長）が長くなると，共通性が減少することから補正精度が低下する．衛星クロックの影響は基準局と移動局の位置関係によらず共通に現れるので，良好に補正ができる．SA は衛星クロックに誤差を与えて人為的に測位精度を落とすものであるが，ディファレンシャル方式とすることでこの影響は取り除くことができる．

電離層遅延についても，基線長がそれほど長くなければ（300～1000 km 以下程度）ディファレンシャル補正が可能であるが，太陽活動が活発で電離層の変動が激しいと補正精度が低下する．対流圏遅延も基本的にはディファレンシャル処理により補正できるが，受信機の置かれている高度により遅延量が変わるため，モデルによる補正で高度の影響を除く必要がある．

一方，マルチパスについてはディファレンシャル処理による補正ができない．これは，マルチパスは受信機の周囲の電波環境により決まるものであるため，基準局と移動局に共通に現れる誤差ではないことによる．また，受信機内部で発生する誤差についても，共通な誤差成分ではないから補正はできない．これらの誤差については，ディファレンシャル処理により基準局側の誤差の影響も受け，単独測位方式の場合と比べてむしろ誤差が増加することになる．

A1.5.2 搬送波の利用

先に A1.3.1 節では，衛星航法システムの場合は高い周波数の電波を使わなくてはならないため，電波の位相を測定する方式では不確定性を取り除くことが難しいと述べた．GPS の場合，この不確定性の周期は

19.03 cm であるから、搬送波の位相を用いて距離を測定すると、測定値には 19.03 cm の整数倍の不確実性が含まれることになる。このような不確実性がある場合は移動体測位には向かないが、分野によっては搬送波の短い波長を利用した精密測位が行われる。

干渉測位方式がそれで、ディファレンシャル GPS 方式と同じように、位置を測定したい地点に設置する観測局と既知の地点に置かれる基準局とを用意する。それぞれの受信機は到着する測距信号の搬送波の位相を数え（典型的には 1/1000 波長まで数える）、決まった時間毎（エポック時刻という）に測定値として記録する。数時間分程度のデータを集めたところで測定を終了し、両受信機の観測データを突き合わせて測位点の座標を計算する。搬送波の位相が観測値であるから 19.03 cm の不確実性がバイアス成分として含まれているが、これは時間によらず一定であるから、長時間のデータを処理すればこの不確実性（整数アンビギュイティなどという）を正確に推定し、精密な測定値を得ることができる。

干渉測位方式は長時間の観測データが必要なため、主に測量分野で利用されてきた。ただし、一度 N を決定してしまえばその後は不確実性の問題はなく、観測局が移動しても差し支えない。このことを利用する方式がキネマティック GPS (kinematic GPS) で、最初に不確実性を除去するために数 10 分間の観測を行ったあと、移動しながら次々と多数の観測点の座標を求めることができる。キネマティック GPS に対して、固定点で行う干渉測位はスタティック GPS (static GPS) あるいはスタティック測量 (static surveying) などと呼ばれる。

現在は、キネマティック GPS をさらに進めて、移動体でも搬送波位相による測位が可能となってきた。リアルタイムキネマティック GPS (realtime kinematic GPS; RTK-GPS) と呼ばれる方式で、観測局が移動中であってもリアルタイムに不確実性を除去し、精密な測位を行うことができる。リアルタイムキネマティック方式では、移動中の観測局に基準局のデータを伝送するため無線データリンクと組み合わせて使用されることになる。

スタティック方式では不確実性の除去に時間の経過を利用したが、リアルタイムキネマティック方式ではリアルタイムに不確実性を決定するために冗長な衛星を利用する。つまり、現在は常時 6~8 機程度以上の衛星が見えるから、位置を定めるのに必要な最低限の 4 機に比べて冗長となっていることを利用する。利用できる衛星すべてのうちから 4 機分の組合せを多数作り出してそれぞれについて方程式を立て、どんな組合せで測位を行っても結果は同じ位置にならなければならないことを利用して不確実性の可能な組合せを限定していき、一通りに決まったところで位置が決定するということになる。リアルタイムといってもただちに不確実性が一通りに決まるわけではなく、初期化には数分程度を要する。リアルタイムキネマティック方式も干渉測位方式の一種であるが、リアルタイムに演算処理を行うため干渉という言葉はあまり用いられず、搬送波位相ディファレンシャル GPS (CDGPS; carrier-phase differential GPS) などと呼ばれることもある（これに対して、コード擬似距離によるディファレンシャル GPS 方式をコード DGPS (code DGPS) と称して区別することがある。日本では、単にディファレンシャル GPS といえばコード DGPS を指す）。

搬送波位相については、これを直接観測値として用いるのではなく、PN コードにより測定した擬似距離の精度を向上させるために利用することが可能であるコード擬似距離は不確実性がない代わりに精度（精密さ）がそれほど高くないが、搬送波位相観測ではこれと逆に精密な観測値に不確実性というバイアス成分が加えられているものと考えられる。こうした両観測値の性質をうまく利用すると、搬送波位相観測値をもとにコード擬似距離のばらつきを抑えることができる。このような方式をキャリヤスムージング (carrier smoothing) といい、現在市販されている中級クラス以上の受信機では標準的に採用されている。キャリヤスムージングにおいても RTK-GPS と同様にやはり初期化が必要で、有効な効果が現れるまでには受信機が動作を開始してから数分程度を要する。キャリヤスムージングは、ディファレンシャル GPS はもちろん、単独測位方式でも有効な方式である。

ところで、単独測位の場合には受信機クロック誤差を未知数として幾何学的には球を表す方程式を連立させて位置解を得るが、干渉測位の場合は **A1.3.3** 節で述べた双曲線航法と同様の幾何学的関係式が用いられる。すなわち、移動局および基準局におけるあるエポックの搬送波位相の観測値をそれぞれ

$$\Phi_i^1 = \rho_i^1 + \delta_i + \Delta^1 + \eta_i^1 + N_i^1 \quad (57)$$

$$\Phi_i^0 = \rho_i^0 + \delta_i + \Delta^0 + \eta_i^0 + N_i^0 \quad (58)$$

としたとき、干渉測位処理プログラムは、一重位相差 (single difference)

$$\Delta\Phi_i^{(0,1)} = \Phi_i^1 - \Phi_i^0 \quad (59)$$

や、二重位相差 (double difference)

$$\Delta^2\Phi_{(i,j)}^{(0,1)} = \Delta\Phi_i^{(0,1)} - \Delta\Phi_j^{(0,1)} \quad (60)$$

を利用して受信機クロックあるいは衛星クロックの影響を除去し、干渉測位計算を行うのが一般的である。このような差分演算は、整数アンビギュイティの個数を減少させ、方程式を解きやすくする効果がある。

A1.5.3 信頼性とアベイラビリティ

船舶や航空機の航法システムには、正確な現在位置を与えられることのほかに信頼性が高いことも要求される。航空機の着陸航法や船舶の着岸システムは端的な例であるが、同様に精密農業や自動建設機械といった応用でも測位システムの信頼性は安全性に直結する重要な性能要素である。

また、グローバルな航法システムとしては、いつでも使えるものであることも重要である。ユーザは全世界に分布しているから、全世界に対して常時サービスを提供しなければならない。航法に中断があってはならないから、システムが常に連続して稼動していることも必要である。

両者をあわせて信頼性と称することもあるが、特に航法分野の用語では、前者をインテグリティ (integrity; 完全性)、後者をアベイラビリティ (availability; 利用性) といって区別する。アベイラビリティについてさらに厳密に定義をするには、サービスが提供されている時間割合をアベイラビリティ、システムが連続して稼動している性質をコンティニュイティ (continuity; 連続性) という。

たとえば、仮に 4 機以上の GPS 衛星が見えていればシステムが利用可能であるとした場合、

$$\text{アベイラビリティ} = \frac{\text{4 機以上の GPS 衛星が見えている時間の合計}}{\text{総時間}} \quad (61)$$

である。これでは測位精度に不安があるとして $PDOP < 6$ であることをシステムが利用可能である条件とした場合、

$$\text{アベイラビリティ} = \frac{PDOP < 6 \text{ となっている時間の合計}}{\text{総時間}} \quad (62)$$

となるし、水平方向のみに着目して条件を $HDOP < 3$ とし、衛星の故障に備えるために 5 機以上の衛星が見えていなければならないことにするならば

$$\text{アベイラビリティ} = \frac{\text{5 機以上の衛星が見え、かつ } HDOP < 3 \text{ となっている時間の合計}}{\text{総時間}} \quad (63)$$

となるだろう。

ところで、信頼性とひとことで言うと単にシステムが故障しないことと認識されがちであるが、インテグリティという考え方はもう少し広く、システムが規定の性能を発揮していることを保証することを意味する。たとえば、航法システムの測位誤差について超えてはならない限界範囲（警報限界）が定められており、インテグリティ能力とは現実の測位誤差がこの限界内にあることを保証できる性質を指す。そして、そうでない場合にはその旨の警報を出せる能力も含む。

インテグリティ機能によって警報が出されている場合は、その間だけシステムが利用できないこととなる。この時間はアベイラビリティおよびコンティニュイティに影響し、あまり警報が多いとシステムとしての信頼度が低いということになる。式で表せば、

$$\text{アベイラビリティ} = 1 - \frac{\text{警報によりシステムが利用できない時間}}{\text{総時間}} \quad (64)$$

ということになる。

アベイラビリティを上げるには、不要な警報が出ないようにすればよい。このためには測位誤差の許容範囲を広く（スレッシュホールドを大きく）すればよいが、そうすると現実の測位誤差が限界値を超える確率が高くなり、インテグリティを確保できなくなってしまう。反対に、インテグリティを高めるには測位誤差の許容範囲を狭めればよいが、これでは警報ばかりが頻発してアベイラビリティが下がってしまう。インテグリティとアベイラビリティはこのように相反する性質があり、双方を高めるには複雑なアルゴリズムが必要である。

航法システムのインテグリティを考えるうえでは、現実のユーザ誤差は常に未知であることに留意する必要がある。ユーザはサービス覆域内のどこにいるかわからないが、たとえどこであったとしても、測位誤差が警報限界内にあることを保証するか、さもなければ警報を与える能力が維持されていなければならない。インテグリティ機能は具体的にはモニタ局を設置することで実現されるが、その数や分布はインテグリティ性能を直接左右するパラメータとなる。

インテグリティを規定する警報限界と、測位精度は異なる概念である。測位精度は一般に標準偏差あるいは95%信頼区間などにより表現されることが多く、航法システムが提供する位置情報に含まれる誤差の大部分の分布に関する情報を与えるものである。定常状態におけるシステムの性能は測位精度によりほぼ記述され、サービスの一般的な能力を表現するのに適している。これに対して警報限界は、現実の測位誤差がこの値を超えると致命的な事故に結びつきかねないことから設定されるものであって、そのような測位誤差が生じるのはまれな事象である（逆にいえば、まれでなくてはならない）。航空分野において要求されているインテグリティは、目標事故率から算出される許容リスクをさまざまなリスク要因に配分することで航法システムに対する許容リスクを定め、これより導かれたものである。

A1.5.4 補強システムとインテグリティ

GPSをそのまま利用したのでは航法システムとしての性能が不足する場合に、それを補うために追加されるのが補強システム（augmentation system）である。補強システムはGPSと一体となって動作し、ユーザが必要とする測位精度あるいは信頼性をもった航法サービスを実現する。

現在までのところ航空分野以外ではインテグリティについての要求がそれほど厳しくなく、補強システムの機能としては測位精度の向上が中心である。具体的にはディファレンシャルGPS方式によることとなり、船舶用中波DGPSビーコンをはじめさまざまなシステムが実用化されている。伝送フォーマットとしては後述のRTCM-104あるいは独自のフォーマットが使用されて種々の無線メディアによるシステムが構築されており、インターネットによる伝送方式も検討が進められている。

民間航空分野においては、ICAO（international civil aviation organization; 国際民間航空機関）が最近

GNSS の標準仕様 (SARPs; standards and recommended practices) を定めたところである。ここでは GNSS は人工衛星の他に機上受信機や地上モニタ施設などをも含めた定義となっていて、具体的な姿は GPS (コアシステム) に補強システムを追加した構成とされている [11]。ICAO GNSS では、補強システムは次の 3 種類に区分されている。

SBAS satellite-based augmentation system; 静止衛星型衛星航法補強システム。静止衛星から補強情報を送信し、大陸規模の広域にわたって GPS の補強を行う。洋上航空路からターミナル空域まで広い範囲の航空機を対象とした補強システムである。

GBAS ground-based augmentation system; 地上型衛星航法補強システム。地上送信局からの補正情報により、局地的に GPS を補強する。空港周辺で進入着陸中の航空機に対して補強サービスを提供する。

ABAS aircraft-based augmentation system. 機上型衛星航法補強システム。航空機上で得られる情報により GPS を補強する。受信機の内部処理で実現される RAIM (receiver autonomous integrity monitoring) の他、気圧高度計や慣性センサなど GPS 以外のセンサを利用する AAIM (aircraft autonomous integrity monitoring) が含まれる。ABAS については、いまのところ詳細な規定はなされていない。

航空用広域 GPS 補強システムの標準仕様である SBAS は補強情報を静止衛星から放送するもので、実際のシステムとしては、米国の WAAS (wide area augmentation system)、欧州の EGNOS (European geostationary navigation overlay service)、そして日本の MSAS (MTSAT-based satellite augmentation system) がそれぞれ整備中である。使用する衛星は、WAAS および EGNOS はインマルサット、MSAS は MTSAT (multi-functional transport satellite; 運輸多目的衛星) となっている。米国 FAA が開発中の WAAS は 2003 年 7 月に認証作業が完了し、実用が開始された。SBAS により送信される信号は、ユーザ航空機に対して (i) レンズ機能、(ii) インテグリティ情報、(iii) ディファレンシャル補正情報、を提供する。これらはすべて GPS L1 と同じ 1575.42 MHz で放送されるから、アンテナは GPS と共用できるメリットがある。

一方、GBAS は精密進入用の補強システムで、空港周辺に設置されて局地的な補強情報を航空機に送信する。これにより、SBAS では実現できない高水準の進入着陸を目指すもので、米国 FAA が LAAS (local area augmentation system) と呼んで整備する方針である。マルチパス抑制およびインテグリティ確保のため GBAS 地上局には複数の基準受信機が設置され、VHF 波により補強情報を放送する。

補強システムにおいてインテグリティを確保するためには、地上のモニタ局で GPS 信号を監視し、測距信号の精度および正当性を常時チェックすることが必要である。SBAS および GBAS では、具体的にはプロテクションレベル (protection level; 保護レベル) 方式によりインテグリティを確保する設計となっている。この方式では、現実の測位誤差がプロテクションレベルを超える確率がサービス覆域内のいたる地点でいつでもインテグリティ要求水準 (たとえば 10^{-7}) 以下であることを保証することとし、このプロテクションレベルが警報限界内であればシステムは利用可能、そうでなければ利用不可として警報を出すこととする。

プロテクションレベル方式は、図 18 で説明できる。この図の横軸は現実の測位誤差、縦軸はプロテクションレベルであるから、インテグリティはこれらの関係が対角線より左の領域にある確率である。対角線より下側の領域に入ることを MI (misleading information) あるいは HMI (hazardous misleading information) 事象といい、これはインテグリティが満たされていない状況である。アベイラビリティはプロテクションレベルが警報限界内にある確率であるから、 $PL = AL$ の水平線より下側部分となる。

プロテクションレベルは水平・垂直方向について別々に計算され、それぞれ HPL (Horizontal Protection Level) および VPL (Vertical Protection Level) と称する。インテグリティが満たされるにはいずれの方向についても測位誤差がプロテクションレベルを超えてはならないから、式で表せば次のようになる。

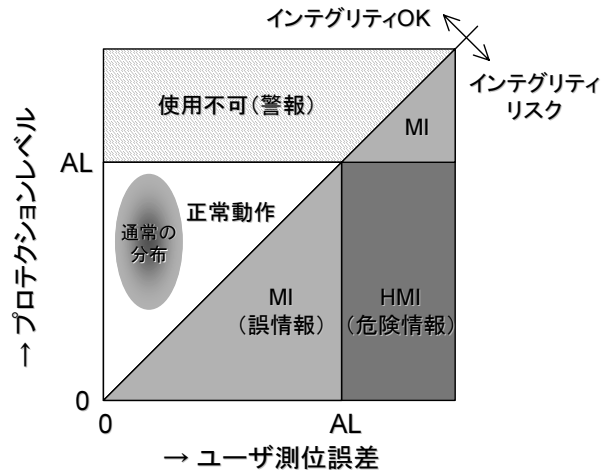


図 18: プロテクションレベル方式によるインテグリティ

$$\text{インテグリティ} = \text{Prob}(\text{水平測位誤差} < HPL \cap \text{垂直測位誤差} < VPL) \quad (65)$$

SBAS および GBAS の補強情報には、プロテクションレベルを計算するための衛星毎の情報が含まれている。ユーザ受信機側ではこの情報から現在位置におけるプロテクションレベルを求め、現在受けているサービスに対応した警報限界と比較して航法の可否を判断する。放送される情報が衛星毎なのは、ユーザ受信機が実際にどの衛星を使用しているかが不明であることによる。

A1.5.5 測地系

GPS により得られた位置情報は、何らかの座標系に基づいて表現されなければならない。地球上の位置を表現するために定義づけられた座標系は測地系と呼ばれ、測量技術の進歩にあわせて発展してきた歴史がある。従来の測地系は各国毎に定義されておりそれぞれの国にとって都合の良い体系が構築されているが、GPS のように世界中で利用されるシステムではこれでは不十分であり、各国で共通に使用できる測地系が必要となった。現在 GPS が採用しているのは世界測地系 WGS-84 であり、最新の衛星測地技術に基づいてつくられている。

緯度と経度

地球上の位置を表すには、経緯度が使われる。これは地表面上の座標点を地球の中心を原点として極座標表示したもので、仰角は緯度、方位角は経度に対応する。原点からの距離は常に地球半径と等しいから、表示する必要はない。

緯度の基準は赤道面であり、赤道上の地点はすべて緯度が 0 度となる。赤道より北側を北緯、南側を南緯と呼んで区別し、北極点は北緯 90 度、南極点は南緯 90 度となる。北緯・南緯と表記せずにひとつの数値で表わす場合は、一般には正の値を北緯、負の値を南緯に対応させる。一方、経度についてはグリニッジ子午線を基準とする。これはロンドン近郊にあったグリニッジ天文台を通る子午線のことで、本初子午線 (prime meridian) とも呼ばれる。グリニッジ子午線が経度 0 度で、これより東側を東経、西側を西経といい、たとえば日本標準時は兵庫県明石市を通る東経 135 度の子午線を基準に決められている。東経・西経をまとめてひとつの数値で表わす場合、東経を正の値で、西経を負の値で表示する。

緯度と経度を指定すると、地表面上の点を一意に定めることができる。たとえば、東京都調布市にある電子航法研究所は、およそ東経 139.56 度、北緯 35.68 度の地点にある。

WGS-84 と日本測地系

経緯度により座標を表示する場合の原点は地球の中心（重心）である。したがって、本来は原点を正確に定めるために地球の形状に関する詳細な知識がなければならないが、これはたいへん難しい。そこで、各国においてそれぞれの測地系が定められており、これに基づいて測量が行われることになっている。我が国で従来採用されていたものは日本測地系（Tokyo datum）と呼ばれ、日本で発行される地図には日本測地系による経緯度が表示されていた（後述のように、最近では世界測地系を使用するよう改められた）。日本測地系の経緯度原点は東京都港区麻布台にあり、この地点の経緯度が測量法により規定されている。前節に述べた電子航法研究所の位置は WGS-84 における経緯度であったが、日本測地系では同じ経緯度値が約 450 m だけ北西の地点を指すこととなる。

こうした各国固有の測地系は国内の測量作業には都合が良く、経緯度原点を基準として多数の三角点の経緯度を定めておけば、これらを基準として測量を行い、対象地点の座標を決定することができる。ただし、測地系の異なる国との国境では同一地点であっても座標値が違って表されることがあり、共通の座標系が必要な場合は不都合を生じる。GPS のように全世界で使用可能なシステムでは、このような各国単位の座標系では都合が悪いため、世界中で共通に使える測地系として、米国により世界測地系（WGS; world geodetic system）が開発された。WGS にもいくつかのバージョンがあるが、現在 GPS が採用しているのは WGS-84 と呼ばれる測地系であり、座標原点は地球の重心、地球の形状を表わすパラメータは最新の値とされている。

GPS の座標計算で利用される ECEF 座標系は、WGS-84 に準拠した直交座標系である。最近では精密測量分野で ITRF（international terrestrial reference frame; 国際地球基準座標系、最新版は ITRF94）という座標系が使用されるようになってきているが、現在の WGS-84 は改訂を経て ITRF に近いものになっており、少なくとも航法用途では両者はほぼ同一のものとして取り扱える。

最近では GPS による測量が普及するなどして測地系の違いによる不便さが顕在化してきたことから、経緯度の基準を定めている測量法が改正され、経緯度の表示には世界測地系を採用することとされた。これにより、2002 年 4 月 1 日から日本国内の測量業務には全面的に世界測地系を使用することとなり、国土地理院が発行する地図にも世界測地系による経緯度が表示されることとなった。測地系の違いが特に不便を生じていた海上分野についても、同様に世界測地系に基づく海図が利用されることとされた。

標高とジオイド高

ある地点の位置を正確に表すためには、地面の高さを表す標高も必要なパラメータである。標高を測定する作業を水準測量といい、基準面からの鉛直距離を標高という。日本の場合、標高の基準は東京湾の平均海面高度とされ、東京都千代田区永田町にある日本水準原点が標高 24.4140 m と定められている。

GPS の場合はこのような水準原点は存在しないが、実用上は WGS-84 が採用している地球楕円体（準拠楕円体; reference ellipsoid）の表面からの高度が使われる。これを楕円体高（ellipsoidal height）といい、東京近辺では標高よりも 40 m 程度大きな値となる。

楕円体高は理想的な形状の回転楕円体からの高さであるから平均海面からの高さである標高との差は地域によって異なり、世界全体では最大で 100 m 程度になる。このため、標高が必要な場合には、衛星航法の分野ではジオイド（geoid）という考え方が用いられる。ジオイドとは、地球全体に水を張ったと仮定したときのその水面に相当する面（等重力ポテンシャル面という。潮汐による影響は除く）で、平均海面と一致するものをいう。地球の大きさと比較すればジオイド面は滑らかな曲面であるが、細かくみると局所的な重力の

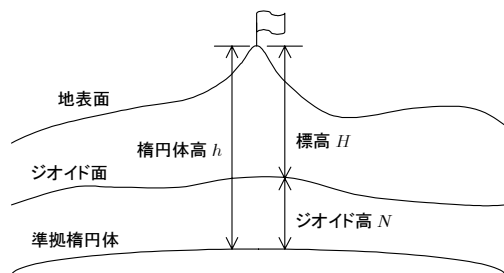


図 19: 標高とジオイド高

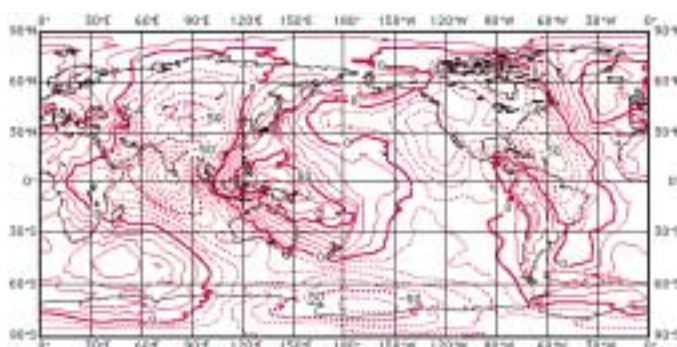


図 20: 全世界のジオイド高の分布 (出典: 理科年表)

強弱に影響されて重力の強い山地ではジオイド面が凹み、海溝周辺ではジオイド面が凸になっている。

楕円体高 h とジオイド面からの標高 H の関係は図 19 のとおり、

$$H = h - N \quad (66)$$

であるから、ジオイド高 N がわかれば、楕円体高から標高を知ることができる。図 20 は NASA が調査した全世界のジオイドの様子で、25 km 程度の間隔でジオイド高（ジオイド面の楕円体からの高さ）が求められている [6][12]。海溝の影響でフィリピン周辺ではジオイド面が高く、ヒマラヤ山脈周辺では反対に低くなっている様子がわかる。日本周辺については、山地や海溝に囲まれていることからジオイドが複雑な形状をしているという事情もあり、日本の国土地理院がさらに分解能の高いデータを提供している。多くの GPS 受信機はこうしたデータを内蔵しており、標高を出力できるようになっている。

A1.5.6 標準フォーマット

GPS の普及にともない、GPS ユーザがよく使用するデータについては、入出力形式の標準化が進められた [13] [14]。本節では、代表的なデータフォーマットについて用途と特徴を簡単に紹介する。詳細な規格内容は、それぞれの規格書あるいは受信機のマニュアルなどを参照してほしい。

NMEA — 位置情報の出力

米国の NMEA (national marine electronics association; 米国海洋電子機器工業会) が制定した標準フォーマットで、もともとは船舶内の各種電子機器の出力データを共通なインターフェースで取り扱えるように考えられたものである。現在標準的に用いられているのは 1983 年に制定された NMEA-0183 フォーマットで、その後何度か改訂が加えられている。

NMEA-0183 は ASCII コードによるテキスト形式のフォーマットとなっており、データをそのまま目視で確認できる。シリアル通信 (RS-422, RS-232C など) による伝送には、4800 bps, 8 ビット, 1 ストップビット, パリティなし、の無手順プロトコルが標準的に使われることとされている。データはセンテンスという単位で伝送され、センテンスの最初には「\$」文字とセンテンスの種類を示す文字列が送信される。センテンスの最後にはチェックサムがあり、CR, LF コードでセンテンスが終了する。

センテンスの種類は 5 文字で表される。最初の 2 文字はデータを送信する機器を示し、GPS 受信機の場合はここが「GP」となる。続く 3 文字がデータの種類を表し、たとえば表 10 のようなセンテンスが定義されて

表 10: NMEA センテンス (一部)

センテンス		内 容
GPS 受信機専用	GGA	GPS 測位結果
	GSN	GPS 衛星の S/N
	GSS	GPS 測位モードおよび PDOP
一般の センテンス	GLL	現在位置の経緯度
	GXP	現在位置と時刻
	HVD	現在位置における偏差
	TGA	アンテナ高度およびジオイド高
	XTE	コース偏差
	VHW	針路および速度
	WPL	ウェイポイント位置
	ZDA	現在時刻 (UTC)
	ZTA	予定到着時刻
	ZTG	目的地までの到達時間

いる。位置や航法に必要な情報を一般的に取り扱うセンテンスのほか、各種の機器に専用のセンテンスも多数用意されている。

GPS 受信機の場合は、GPGGA センテンスにより位置情報を出力する使い方が代表的といえる。たとえば、次のようなセンテンスが受信機から出力される。

```
$GPGGA,011723,3801.334,N,14058.127,E,1,8,1.3,58.3,M,37.2,M,0.0,7A
```

NMEA-0183 フォーマットでは時刻は hhmmss 形式で表されており、上の例では 01:17:23 である。経緯度については ddmm.mmm 形式で、100 の位から上が角度の度、100 の位よりも下（小数点以下も含む）が分を表す。上の例では、北緯 38 度 1.334 分、東経 140 度 58.127 分、となる。

```
$GPGGA,<time>,<latitude>,<NorS>,<longitude>,<EorW>,<status>,<#sat>,<HDOP>,<MSL height>,<unit>,<geoidal height>,<unit>,<age>,<station ID>*<checksum> CR LF
```

<time>	現在時刻 (UTC) を hhmmss で表します
<latitude>	緯度 (ddmm.mmm 形式)
<NorS>	北緯 (N) あるいは南緯 (S)
<londitude>	経度 (dddmm.mmm 形式)
<EorW>	東経 (E) あるいは西経 (W)
<status>	0=非測位状態, 1=GPS 単独測位, 2=DGPS
<#sat>	測位に使用した衛星数
<HDOP>	HDOP 値
<MSL height>	海拔高度
<unit>	海拔高度の単位 (M=メートル)
<geoidal height>	ジオイド高
<unit>	ジオイド高の単位 (M=メートル)
<age>	DGPS 補正データの古さ
<station ID>	DGPS 基準局 ID
<checksum>	チェックサム

RTCM — ディファレンシャル GPS 補正データ

米国 RTCM は、1985 年にディファレンシャル GPS 補正データ伝送用の標準フォーマットを制定した (RTCM-104 フォーマット, その後数回にわたり改版が重ねられている) [15][16][14]。このフォーマットは主に海上用途を想定しているが、ほとんどのディファレンシャル GPS 受信機が対応していることから、分野を問わず多くのディファレンシャル GPS システムで利用されている。

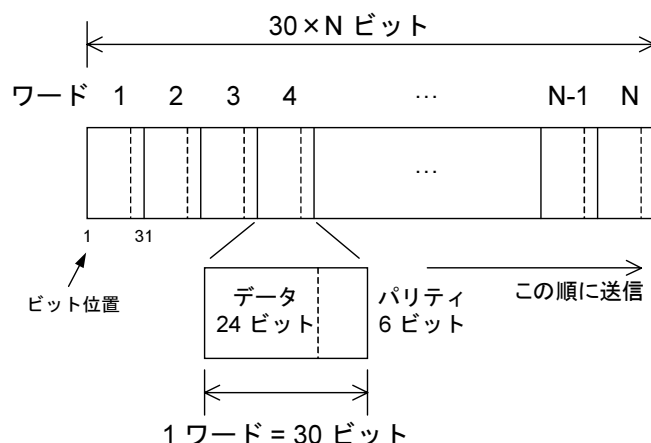


図 21: RTCM メッセージのフォーマット

表 11: RTCM メッセージのタイプ (バージョン 2.2)

タイプ	内 容	状況	タイプ	内 容	状況
1	DGPS 補正值	確定	15	電離層パラメータ	仮
2	デルタ DGPS 補正值	確定	16	スペシャルメッセージ	確定
3	基準局 ECEF 座標	確定	17	精密軌道情報	仮
4	基準局データ	仮	18	RTK 用搬送波位相 (非補正)	確定
5	衛星の健康状態	確定	19	RTK 用擬似距離 (非補正)	確定
6	ゼロフレーム	確定	20	RTK 用搬送波位相 (補正值)	仮
7	無線施設アルマナック	確定	21	RTK 用擬似距離 (補正值)	仮
8	擬似衛星アルマナック	仮	22	高精度な基準局データ	仮
9	DGPS 高速補正值	確定	23~30	未定義	
10	L2 P コード補正值	保留	31~36	GLONASS 用	仮
11	L2 C/A コード補正值	保留	37	GNSS 時刻オフセット	仮
12	擬似衛星パラメータ	保留	38~58	未定義	
13	送信パラメータ	仮	59	所有者メッセージ	確定
14	時刻データ	仮	60~63	多目的に利用	保留

RTCM フォーマットでは、メッセージという単位で補正データを伝送する。基本となるメッセージフォーマットは図 21 のとおりで、GPS 衛星が放送する航法メッセージと似た構成になっている。すなわち、1 ワードは 30 ビットから成り、各ワードの最後の 6 ビットはパリティチェックに使われる。メッセージに含まれるワード数が可変となっている点が GPS との大きな違いで、ひとつのメッセージは 2~32 ワードで構成される。RTCM フォーマットでは特に伝送メディアは定められていないが、ビット速度については 50 bps 以上が連続して確保できることとされている。すべてのメッセージはプリアンブルと呼ばれる「01100110」というビットパターンで始まっており、受信機はこれを検出してメッセージを解読する。

メッセージにはいくつかの種類があり、タイプという番号で識別される。タイプが異なるメッセージは、異なる情報の伝送に使われる。ディファレンシャル GPS 補正データには補正值そのものの以外にも基準局位置などさまざまな情報が含まれ得るうえ、応用システムによって必要とされる情報が異なるが、RTCM フォーマットでは送信するメッセージを柔軟に組み合わせることで幅広い用途に対応することができるようになっている。1998 年に制定されたバージョン 2.2 では、メッセージのタイプは表 11 のように決められている。ディファレンシャル GPS 基準局は、これらのメッセージのうちから必要なものを用途に応じた頻度で送信すればよい。

タイプ 1 および 2 メッセージは、ディファレンシャル処理用の補正值を含んでいる。タイプ 3 メッセージ

は基準局の位置を ECEF 座標で送信するためのものであり、基本的にはこれらの 3 種類のメッセージがあればディファレンシャル処理を行うことができる。タイプ 6 メッセージは特に情報を含まないメッセージであって、回線維持のために必要があれば挿入することとされている。

RTCM フォーマットは基本的にはコード擬似距離方式のためのディファレンシャル補正データ伝送に使用されるが、A1.5.2 節で述べた干渉測位方式に必要な搬送波位相情報を取り扱うためのメッセージタイプも用意されている。タイプ 18~21 がこのためのメッセージで、リアルタイムキネマティック方式による移動体精密測位を行うために必要なデータを伝送できるようになっている。リアルタイムキネマティック測位が可能な GPS 受信機は、これらのメッセージを入力することにより、リアルタイムキネマティック測位を実行して高い精度の位置情報を出力できる。ただし、タイプ 18~21 メッセージによりリアルタイムキネマティック測位を行うためには通常 9600 bps 以上のデータ伝送速度の無線通信回線が必要とされる。

表 11 で状況が「確定」となっているメッセージタイプは内容が確定しており、今後変更されることはない。「保留」「仮」は暫定的に決められたメッセージで内容は確定しておらず、変更される可能性がある。ディファレンシャル GPS に必須のメッセージはタイプ 1~3 であるが、これらはすでに内容が確定しているから基本的な応用には差し支えないといえる。

RINEX — 干渉測位用観測データ

測量に使われる干渉測位方式（A1.5.2 節）では、基準局で測定した搬送波位相情報を利用して高い精度で受信機位置を測定する。測量の場合はリアルタイムな測位を行う必要はないから、観測局および基準局で長時間の連続観測を行った後、観測データをコンピュータに集めてまとめて処理するのが普通の姿である。このとき、地理的な偏りをなくすために多数の基準局を利用して計算精度を上げたり、作業の効率化のためにひとつの基準局を多数のユーザが利用したりすることがあるため、観測データの記録フォーマットが受信機ごとに違っていると不便である。

このために使われるのが RINEX (receiver independent exchange format) 形式で、受信機の機種によらず搬送波位相観測データを共通化することができる。受信機によっては直接 RINEX 形式で出力するものもあるが、そうでない場合にも普通はデータを RINEX 形式に変換するプログラムが付属している。測量用の解析ソフトウェアは RINEX 形式のファイルを読み込めるようになっており、異なる受信機であっても共通なデータ形式で取り扱うことができる。コンピュータによる処理がしやすいように RINEX はすべてテキスト形式のファイルとされており、FORTRAN 言語などでも扱いやすいフォーマットとなっている。RINEX の現在の最新のフォーマットはバージョン 2.10 で、GPS はもちろん、GLONASS や静止衛星 (ICAO SBAS) も扱えるように規定されている [17]。

RINEX では、観測局が記録するデータを、観測データ、航法データ、気象データの 3 種類のファイルに分けて扱う。観測データファイルには擬似距離や搬送波位相といった観測値が収められており、このファイルは干渉測位処理に不可欠である。航法データは GPS 衛星が送信している航法メッセージを解読して記録してあるもので、基本的にはどこでも同じ情報が受信されるから、観測局または基準局のいずれか 1 局のものがあれば十分である。気象データは対流圏遅延を正確に補正するために利用されるファイルで、気象観測を行った場合には用意することもあるが、なくても差し支えない。これら 3 種類のファイルに対して、標準的には次のようなファイル名をつけることとされている。

2	OBSERVATION DATA										G (GPS)	RINEX VERSION / TYPE	
Convert											12-Apr-02 17:04<1>	PGM / RUN BY / DATE	
NovAtel GPSCard												MARKER NAME	
												OBSERVER / AGENCY	
												REC # / TYPE / VERS	
												ANT # / TYPE	
												APPROX POSITION XYZ	
												ANTENNA: DELTA H/E/N	
-38999014.0352	3166952.4225	3917266.0181	<2>									G19WAVELENGTH FACT L1/2	
1	0.0000	0.0000	0.0000										G31WAVELENGTH FACT L1/2
1	1	7	G 1	G 3	G 6	G13	G15	G17	G19	G31	WAVELENGTH FACT L1/2		
1	1	7	G20	G22	G25	G28	G29	G30			WAVELENGTH FACT L1/2		
1	1										WAVELENGTH FACT L1/2		
6	C1	L1	D1	P2	L2	D2	<3>					# / TYPES OF OBSERV	
2												INTERVAL	
2000	12	12	04	20	28.0000000	GPS					TIME OF FIRST OBS		
2000	12	12	06	36	6.0000000	GPS					TIME OF LAST OBS		
13												LEAP SECONDS	
												END OF HEADER	
00 12 12 04 20 28.0000000 0	9G25G20G	6G28G	1G22G17G30G29	<4>									
20458936.994 9	107512550.013 9	-767.884 9	20458939.362 6	83775990.991 6	<6>								
-598.505 6													
25107086.904 3	131938620.382 3	1223.334 3	25107095.015 1	102809353.797 1									
953.123 1													
21716443.668 8	114120930.844 8	1522.553 8	21716447.197 5	88925478.159 5									
1186.255 5													
24612837.075 3	129341432.168 3	-2704.353 3	24612849.051 1	100785495.894 1									
-2107.447 1													
24878792.376 3	130738912.253 3	-3182.166 3	24878799.035 1	101874490.606 1									
-2479.798 1													
21263161.779 8	111738848.837 8	-1979.384 8	21263167.300 4	87069357.811 4									
-1542.533 4													
25517085.514 2	134093176.727 2	-2619.791 2	25517086.792 1	104488202.116 1									
-2041.427 1													
23822020.164 4	125185547.032 4	2991.897 4	23822024.403 1	97547168.240 1									
2331.219 1													
22634672.701 5	118945919.619 5	3361.397 5	22634681.308 2	92685049.218 2									
2619.130 2													
00 12 12 04 20 29.0000000 0	9G25G20G	6G28G	1G22G17G30G29	<5>									
20458790.907 9	107511782.354 9	-767.634 9	20458793.188 6	83775392.816 6									
-598.309 6													
25107319.823 2	131939844.164 2	1223.647 2	25107325.358 1	102810307.393 1									
953.318 1													
21716733.470 8	114122453.695 8	1522.991 8	21716736.968 4	88926664.795 4									
1186.594 4													
24612322.441 3	129338728.015 3	-2704.416 3	24612334.457 1	100783388.758 1									
-2107.476 1													

<1>

RINEX ファイルの種類や変換プログラムに関する情報

<2>

観測点のおおよその座標

<3>

観測値の種類

<4>

エポック 1 の時刻および観測衛星のリスト

<5>

エポック 2 の時刻および観測衛星のリスト

<6>

観測値のリスト

図 22: RINEX ファイルの例

ファイル名形式		ssssdddf.yyt	
ssss	受信局番号		
ddd	年初からの通算日 (1～)		
f	観測番号		
yy	観測年 (西暦の下 2 桁)		
t	ファイルタイプ		
	O=観測データ	G=航法データ (GLONASS)	
	N=航法データ	H=航法データ (静止衛星)	
	M=気象データ		

観測データファイルには、次のようなフォーマットで観測データが記録されている。図 22に実際のファイルの例を示す。

ヘッダ情報									
⋮									
yy	mm	dd	hh	mm	ss.sssssss	ff	ss	p1 p2 p3 ...	← エポック 1
oooooooo	oooo				oooooooo.oooo			...	} 衛星数分
oooooooo	oooo				oooooooo.oooo			...	
oooooooo	oooo				oooooooo.oooo			...	
⋮									
yy	mm	dd	hh	mm	ss.sssssss	ff	ss	p1 p2 p3 ...	← エポック 2
oooooooo	oooo				oooooooo.oooo			...	} 衛星数分
oooooooo	oooo				oooooooo.oooo			...	
oooooooo	oooo				oooooooo.oooo			...	
⋮									
⋮									
yy mm dd				年月日					
hh mm ss.sssssss				時分秒					
ff				0=正常, 1=電源異常, 2=その他					
ss				衛星数					
p1 p2 p3 ...				衛星番号のリスト					
oooooooo.oooo				観測値					

まず、ファイルの先頭にはヘッダ情報があり、受信局の名称や概略の位置、観測値の内訳のほか、観測に関係した各種情報が記載されている。たとえば、図 22 の例では、観測値が C1 (L1 C/A コード擬似距離; 単位 m), L1 (L1 搬送波位相; 単位 cycle), D1 (L1 ドップラーシフト; 単位 Hz), P2 (L2 P コード擬似距離), L2 (L2 搬送波位相), D2 (L2 ドップラーシフト), の順に並べられていることがわかる。

ヘッダ情報の後には観測データが続けられる。1 回の測定をエポックという単位で表し、観測データはエポックごとに記録される。まずエポック時刻と観測された衛星の数および番号が 1 行に記載され、さらに衛星数に相当する行数だけ観測値が記録される。図 22 では衛星の番号に「G」という記号が添えられているが、RINEX バージョン 2.10 では「G」あるいは空白が GPS, 「R」は GLONASS, 「S」は静止衛星を表すことになっている。

観測値は、同一エポックに観測されたものが各衛星について 1 行ずつ (6 個以上の場合は次の行に繰り越す) にまとめられており、これが衛星の数だけ続くことになる。小数点以下 3 桁までが有効で、4 桁目は受信回路の同期状態 (LLI=loss of lock indicator; 0 または空白は正常, 1 はロック外れ), 5 桁目は信号の強度 (1 桁の数字で指標化されており, 5 以上ならば問題なく使える) を表す。ロック外れの場合は直前のエポックの観測値との連続性はなく、その衛星についてはアンビギュイティを再度初期化する必要がある。

SP3 — 精密軌道歴

GPS で位置を計算するときに必要な GPS 衛星の位置については、一般には航法メッセージにより放送されている衛星の軌道パラメータが利用可能である。衛星の位置誤差は測位誤差の要因となるが、ディファレンシャル GPS あるいは干渉測位方式の場合は表 9 に示したとおりディファレンシャル処理により相殺され、大きな影響はない。しかし、観測局が基準局と離れて基線長が長くなると相殺の効果が薄くなり、測位誤差に影響が現れる。特に干渉測位の場合にはもともとの測位精度が高いため、基線長が数 10 km 程度以上になると衛星位置誤差による影響が現れはじめるといわれる。

こうした場合には、必要に応じて精密軌道暦が利用される。最近では IGS が作成する精密軌道暦には予報暦や速報暦 (観測より 1 日後から利用可能) などいくつかの種類があるが、もっとも正確な最終結果が出るには観測後 2 週間程度を要する。

```

#aP2001 10 14 0 0 0.00000000 96 ORBIT IGS97 HLM IGS
## 1136 0.00000000 900.00000000 52196 0.00000000000000
+ 28 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 13 14 15 17 18 20
+ 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 4 4 4 4 5 4 4 4 4 4 5 5 4 4 0 4 4
++ 4 4 5 4 4 4 4 4 4 4 4 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
% C CC CC CCC CCC CCCC CCCC CCCC CCCCC CCCCC CCCCC CCCCC
% C CC CC CCC CCC CCCC CCCC CCCC CCCC CCCCC CCCCC CCCCC
%f 0.00000000 0.000000000 0.00000000000 0.0000000000000000
%f 0.00000000 0.000000000 0.000000000000 0.0000000000000000
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
/* FINAL ORBIT COMBINATION FROM WEIGHTED AVERAGE OF:
/* cod emr esa gfz jpl ngs sio
/* REFERENCED TO GPS CLOCK AND TO WEIGHTED MEAN POLE:
/* CLK ANT Z-OFFSET (M): II/IIA 1.023; IIR 0.000
* 2001 10 14 0 0 0.00000000 <1>
P 1 2577.761601 -21835.220820 -14712.549479 198.778899 <3>
P 2 -21348.331334 -10704.183787 12708.564513 -89.471215
P 3 16688.226956 -181.307198 20640.343833 74.187203
P 4 -15735.326864 -3483.737220 -21081.421220 505.918274
P 5 -11587.512452 13585.724486 -19667.788034 318.559378
P 6 4861.431409 25048.557218 -6804.931048 -0.631012
: : : : :
* 2001 10 14 0 15 0.00000000 <2>
P 1 3441.924962 -20219.781916 -16693.235024 198.781718
P 2 -19869.417555 -10878.023972 14847.380018 -89.477305
P 3 17641.718799 1942.017959 19748.426925 74.191294
P 4 -14268.613758 -5453.503738 -21675.285797 505.897745
P 5 -13758.118441 13328.579944 -18388.490668 318.560018
P 6 4195.522052 24296.987233 -9423.982951 -0.631264
: : : : :
<1> エポック 1 の時刻
<2> エポック 2 の時刻
<3> 衛星の X,Y,Z座標およびクロック補正值

```

図 23: SP3 ファイルの例 (IGS 提供)

IGS の精密軌道暦は、SP3 (standard product 3) フォーマットで提供されている。SP3 フォーマットでは、ヘッダ情報に続いてエポックごとに各衛星の 3 次元位置が収められており、RINEX フォーマットと同様なテキスト形式ファイルとなっている。図 23 は精密軌道暦ファイルの実例で、2001 年 10 月のものである [18]。ヘッダには精密軌道暦の対象期間や座標系、計算対象となった衛星のリストや計算を行った IGS センター名などが書かれている。エポックは通常 15 分間隔で、各エポック時刻における衛星の位置 (X,Y,Z; 単位 km) とクロック誤差 (単位 μs) が、PRN 番号とともに 1 行ずつ記載されている。

A1.5.7 将来動向

GPS については、初期のプロトタイプ衛星はすべてが実用型衛星に置き換えられ、現在は十分な数の衛星による安定した運用段階にある。軌道上にはまだ多数のブロック II/IIA 衛星があるが、現在打ち上げられている衛星はブロック IIR シリーズとなっている。GPS の開発から運用を通じて米軍がノウハウを蓄積していることもあり、同じ衛星を使用していながら初期に比べて測位精度は若干向上している。先に述べたとおり、最大の誤差要因であった SA は 2000 年 5 月をもって解除された。

こうした状況を背景として、すでに既存の L2 波に第二の民間用測位信号を追加し、さらに新しく L5 周波数で第三の民間用信号を放送することが決定されている。複数の周波数の測位信号を使えると、電離層遅延補正の精度が改善されるほか RTK-GPS の初期化を高速にでき、また冗長性の増加により信頼性も向上するといったメリットがある。最終的には、2004 年以降の打上げを予定しているブロック IIR-M 衛星 (M は

modified の意味) から第二民間周波数が提供されることとなり、また第三民間周波数は 2006 年から打ち上げられるブロック F 衛星でサポートされる計画となった。L2 波の周波数は航空航法用に国際的に保護された帯域 (ARNS バンド) ではないことから航空機の航法に使用できない難点があるが、L5 波で第三周波数が追加されればこうした問題点も解決されることとなる。

一方で、次世代の GPS 衛星として、GPS ブロック III 衛星の概念設計がすでに開始されている。ブロック III 衛星初号機の打上げは 2010 年頃を目指しており、2030 年頃までには軌道上の衛星がすべてブロック III となる計画とされる。こうした GPS の近代化計画は GPS Modernization と総称され、JPO (joint program office) により作業が進められている。

航空用の補強システムについては先に述べたが、海上分野ではすでに世界的に中波ビーコン DGPS が利用されている。これは従来より利用されている 280~320 kHz の中波ビーコン信号にディファレンシャル GPS 補強情報を重畳して放送する方式で、ITU (国際電気通信連合) により国際標準化がなされている [19]。日本では海上保安庁が整備を担当しており、1999 年 4 月より 27 局による正式運用を行っている。世界各国でも同様のシステムが整備・運用されており、特に米国では NDGPS (nationwide DGPS) として内陸部にも中波ビーコン DGPS 局を設置する計画を進めています。民間ベースの補強サービスとしては、カーナビゲーション用に FM 多重放送による DGPS サービスがすでに普及しており、各国では AM 放送や TV 放送へのデータ多重による方式も実用化されている。また、洋上も含めたサービスとしては、Geostar あるいは OmniSTAR といった静止衛星 (インマルサット) による補強サービスが有料で提供されている。

GPS 以外の衛星航法システムとしては、まずロシアが運用している GLONASS が挙げられる。GLONASS は GPS に類似した衛星航法システムで、L バンドの GPS に近い周波数で測距信号を送信している。GPS が CDMA 方式により衛星を識別しているのに対して、衛星毎に信号を送信する周波数を変える FDMA (frequency division multiple access; 周波数分割多重) 方式を採用している点が大きな違いといえる。GLONASS も仕様上は 24 機の衛星による運用がされることになっているが、実際に軌道上にある衛星は現在 7 機程度にとどまっている。

一方、欧州連合 (EU) は 1999 年 2 月に独自の衛星航法システム Galileo の計画を発表した [20]。すでに欧州は ICAO の標準仕様に沿った GPS 補強システム SBAS のひとつとして EGNOS の開発を開始しているが、欧州はこの EGNOS を GNSS-1 として位置付け、これに続く GNSS-2 として Galileo システムを開発している。Galileo 計画は、2000 年 4 月より具体的なシステム開発作業が開始されており、技術検証・試験を経たのち 2005~2008 年にかけて実用衛星を製造・配備し、2006 年には初期運用を開始、2008 年の完全運用を目指している。Galileo の特徴のひとつは設計段階から具体的な民生用アプリケーションに必要とされる性能要件を考慮していることといえる。つまり、GPS や GLONASS では補強システムにより補うこととなった部分が最初から取り込まれており、実現すれば使いやすいシステムになるものと思われる。

日本では、GPS 補強システムとして ICAO SBAS のひとつ MSAS を構築する計画を進めている。また、2004 年に打上げを予定している技術試験衛星 ETS-VIII では衛星航法技術の開発がなされることとされており、(i) 原子時計の衛星搭載、(ii) 精密軌道決定、(iii) 衛星搭載クロックの時刻管理、の 3 技術について試験・実証することとされている [21]。また、最近になって、準天頂衛星システムを開発する方針が決定された。これは日本周辺を中心として移動体向けに高品質な通信と航法のサービスを提供する衛星システムで、航法用信号としては GPS と互換性のある測距信号を放送し、GPS 衛星が見えないビル谷間でも高精度な測位ができるようにする構想である。いまのところ 2008 年前後の運用を目指して計画が進められている。

A1.6 おわりに

GPS/GNSS について、応用にあたり必要と思われる事項を解説した。限られた紙面ではすべてを説明することは困難であるので、不足する部分は参考文献をあたって補っていただきたい。GPS の機能は全世界を対象として位置を測定することであるが、そのためには 30 機近くの人工衛星が使用され、電子・情報工学のほか宇宙技術、測地学、地球物理学、超高層大気物理学など多くの分野の技術を集めた総合技術といえる。

GPS は衛星航法システムの一つであるが、位置を測定することだけが航法というわけではない。船舶や航空機が安全に航行するためには、現在位置のほかにも天候や交通密度、事故などさまざまな情報が必要である。こうした関連情報を収集し、整理・伝達することも航法の重要な要素であり、今後の航法システムに求められる機能となっていくものと考ええる。これからの航法システムについては、データ通信も統合した航法情報システムとでも呼ぶべき考え方が適当となるかもしれない。

参考文献

- [1] *Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces*, Interface Control Document, ICD-GPS-200, rev. C, Oct. 1993. (<http://www.navcen.gov/> で入手可能)
- [2] 坂井丈泰: GPS 技術入門, 東京電機大学出版局, 2003.
- [3] IGS ホームページ (<http://igsjb.jpl.nasa.gov/>)
- [4] Spilker, J. J. Jr.: “Chapter 13: Tropospheric Effects on GPS,” *Global Positioning System: Theory and Applications*, vol. I, pp. 517–546, AIAA, 1996.
- [5] 三輪進, 加来信之: アンテナおよび電波伝搬, 東京電機大学出版局, 1999.
- [6] 国立天文台編, 理科年表, 丸善, 2000.
- [7] Parkinson, B. W.: “Chapter 11: GPS Error Analysis,” *Global Positioning System: Theory and Applications*, vol. I, pp. 469–483, AIAA, 1996.
- [8] Parkinson, B. W., et. al.: *Global Positioning System: Theory and Applications*, AIAA, 1996.
- [9] *Global Positioning System Standard Positioning Service Signal Specification*, 2nd Edition, June 1995. (<http://www.navcen.gov/> で入手可能)
- [10] *Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard*, DOD, Oct. 2001. (<http://www.navcen.gov/> で入手可能)
- [11] “Draft SARPs for Global Navigation Satellite System (GNSS),” ICAO GNSSP/3, Montreal, April 1999.
- [12] *The Development of the Joint NASA GSFC and the National Imagery and Mapping Agency (NIMA) Geopotential Model EGM96*, NASA/TP-1998-206861, NASA, 1998.
- [13] 北條晴正: “1.3: GPS に関する規格及び標準”, GPS シンポジウム 2000, pp. 19–30, Nov. 2000.
- [14] 高精度衛星測位システムに関する調査研究会: “伝送フォーマットの標準化”, 高精度 GPS の展望, pp. 69–82, 日刊工業新聞社, 1995.
- [15] *RTCM Recommended Standard for Differential GNSS*, Version 2.2, RTCM SC-104, Paper 194-93/SC104-STD, Jan. 1998.

- [16] Kalafus, R. M., Dierendonck, A. J., and Pealer, N. A.: “Special Committee 104 Recommendations for Differential GPS Service,” *Global Positioning System*, vol. III, pp. 101–116, The Institute of Navigation, 1986.
- [17] IGS ホームページ <http://igsb.jpl.nasa.gov/igsb/data/format/rinex210.txt>
- [18] IGS ホームページ <http://igsb.jpl.nasa.gov/index.html>
- [19] *Technical Characteristics of Differential Transmissions for GNSS from Maritime Radio Beacons in the Frequency Band 283.5–315 KHz in Region 1 and 285–325 KHz in Regions 2 and 3*, ITU-R M.823-1, 1996.
- [20] 坂井丈泰: “欧州における次世代衛星航法システム”, 電子情報通信学会技術研究報告, SANE2000-122, pp. 17–24, Dec. 2000.
- [21] 高橋靖宏, 今江理人, 木内等, 細川瑞彦, 相田政則, 後藤忠広, 野田浩幸, 浜真一, 小園晋一: “ETS-VIII 搭載用高精度時刻比較装置による実験計画”, GPS 論文小特集, 電子情報通信学会論文誌, vol. J84-B, no. 12, pp. 2101–2107, Dec. 2001.