

GPS 初期位置算出時間 (TTFF) 短縮のための軌道情報伝送方法

坂井 文泰^{†a)}

Transmitting Orbital Parameters to Reduce Time to First Fix of GPS

Takeyasu SAKAI^{†a)}

あらまし GPS 受信機の電源投入後に最初の位置情報が出力されるまでの時間を意味する初期位置算出時間 (TTFF) は, GPS 信号を捕そくするまでの時間と, 航法メッセージの受信に要する時間により決まる。前者については各種の高速化手法が提案されてきているが, 後者を短縮する手法については別途の高速回線で伝送する以外には検討例がない。GPS の応用の拡大に伴い TTFF の短縮が一つの課題となっていることから, 低速回線のみにより, 所要の軌道情報を取得するまでの時間を短縮する方法を検討した。静止衛星を用いる広域補強システム SBAS が実用化されつつあることから, SBAS に応用可能な手法を提案する。本手法は, 我が国が開発を進めている準天頂衛星 (QZSS) 補強信号 (L1-SAIF) にも応用可能である。

キーワード GPS, TTFF, 衛星航法, 航行エレクトロニクス

1. ま え が き

衛星航法システムの一つである GPS (global positioning system) は, カーナビ機器の普及に伴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。

GPS 受信機は, 複数の GPS 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。2007 年 11 月初旬現在では 31 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 [1], これだけでも多くの測位需要を満たすことができよう。2006 年 1 月に改正された事業用電気通信設備規則 (総務省令) は施行後に発売される携帯電話に対して緊急通報時に位置情報を自動的に通知する機能 [2] (いわゆる「日本版 e911」) の実装を求めているが, これは原則的に GPS の利用を前提としている。

衛星航法システムについては専ら測位精度が話題とされることが多いが, 実用上はほかにも様々な性能指標が用いられている。GPS 受信機の電源を投入してから最初に位置情報が出力されるまでに要する時間もその一つで, 一般に TTFF (time to first fix: 本論文では「初期位置算出時間」との訳語をあてる) と称される。上の「日本版 e911」においても, 測位精度のみならず位置情報が得られるまでの時間についても極力短縮するよう求められている。この TTFF を決めるのは GPS 信号を捕そくするまでの時間と航法メッセージの受信に要する時間であるが, 前者については各種の高速化手法が提案されてきている一方, 後者を短縮する手法については別途の高速回線で伝送する以外には検討例がない。

GPS の応用の拡大に伴い TTFF の短縮が一つの課題となっていることから, 低速回線のみにより, 所要の軌道情報を取得するまでの時間を短縮する方法を検討したので, その結果を報告する。静止衛星を用いる広域補強システム SBAS が実用化されつつあることから, SBAS に応用可能な手法を検討することとした。

以下, まず 2. で TTFF を決定する要因について述べ, GPS の場合は航法メッセージの構造が制約条件となっていることを説明する。次に 3. では TTFF を短縮するための方法を検討し, 所要の軌道情報を短時間のうちにユーザ受信機に与えることを考える。これ

[†] 独立行政法人電子航法研究所, 調布市
Electronic Navigation Research Institute, 7-42-23 Jindaiji-Higashi, Chofu-shi, 182-0012 Japan
a) E-mail: sakai@enri.go.jp

を実現するための SBAS メッセージの設計及び評価について 4. に述べ、5. をまとめとする。

本論文に述べる検討の結果、一つの SBAS メッセージ（有効データ量 212 ビット）に 5 衛星分の軌道情報を収容することが可能との見通しを得た。ただし、軌道情報はアルマナック情報に対する差分として与えられるため、対応するアルマナック情報を保持していない受信機に対しては有効な情報を提供できないといった制約もある。なお、本手法は我が国が開発を進めている準天頂衛星（QZSS：quasi zenith satellite system）補強信号（L1-SAIF）にも応用可能である。

2. 航法メッセージの制約

GPS 受信機は、複数の GPS 衛星からの距離を測定することで現在位置を計算する。これは GPS 信号の到達時刻を測定することで行われるので、GPS 衛星が放送する測距信号の内容及び送信タイミングはあらかじめ厳密に決められている。よく知られているように、受信機位置の 3 成分に加えて受信機の時計誤差を未知数とすることから、一般に 4 機以上の衛星からの信号を受信する必要がある。

GPS 受信機がその位置を計算するには、GPS 衛星からの距離のほかに、各衛星の位置を知る必要がある。このために GPS の測距信号には航法メッセージが重畳されており、毎秒 50 ビットの速度でそれぞれの衛星の軌道情報が送られている [3]。

航法メッセージは 1500 ビットのフレームを単位として伝送される。1 フレームの伝送には 30 秒を要し、GPS 時刻（毎週日曜日の 00:00:00 からの経過時間）の 30 秒ごとに繰り返される。航法メッセージ全体は 25 の連続したフレームにより構成され、各フレームをページ 1~25 と呼んで区別する。25 ページの伝送には 12.5 分を要する。

各フレームは 5 組のサブフレームから構成されており、図 1 のようにサブフレーム 1~5 が順番に送信される。このうちサブフレーム 1~3 は（情報が更新されない限り）ページによらず同一の内容が繰り返されるが、サブフレーム 4 及び 5 についてはページにより異なる情報が含まれている。

サブフレーム 1~3 には、航法メッセージを送信している衛星自身のクロック補正情報及び軌道情報（エフェメリス情報）が格納されている。その内容は表 1 のとおりで、軌道情報については 16 個、クロック補正情報については 4 個のパラメータが伝送される [3]。

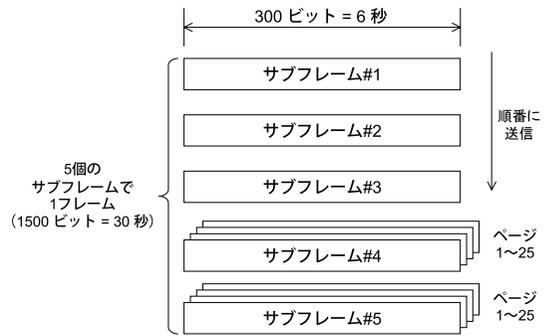


図 1 航法メッセージのフォーマット（フレーム構成）

Fig. 1 The structure of navigation message.

表 1 GPS のエフェメリス情報
Table 1 GPS ephemeris information.

サブフレーム	内容		ビット数
1	<i>WN</i>	週番号	10
	<i>URA</i>	測距精度	4
	<i>SV_{health}</i>	衛星健康状態	6
	<i>IODC</i>	クロック情報番号	10
		エポック時刻 (クロック)	16
	<i>t_{oc}</i>	クロック補正係数	8
	<i>a_{f2}</i>	クロック補正係数	16
2	<i>a_{f1}</i>	クロック補正係数	22
	<i>a_{f0}</i>	クロック補正係数	22
	<i>IODE</i>	軌道情報番号	8
	<i>C_{rs}</i>	軌道補正係数	16
	Δn	補正值	16
	<i>M₀</i>	平均近点角	32
	<i>C_{uc}</i>	軌道補正係数	16
	<i>e</i>	離心率	32
	<i>C_{us}</i>	軌道補正係数	16
\sqrt{A}	軌道長半径	32	
3	<i>t_{oe}</i>	エポック時刻 (軌道)	16
	<i>C_{ic}</i>	軌道補正係数	16
	Ω_0	昇交点赤経	32
	<i>C_{is}</i>	軌道補正係数	16
	<i>i₀</i>	軌道傾斜角	32
	<i>C_{irc}</i>	軌道補正係数	16
	ω	近地点引数	32
	$\dot{\Omega}$	Ω_0 の変化率	24
\dot{i}	i_0 の変化率	14	

それぞれ IODE 及び IODC といった識別番号が付けられており、情報が更新された場合にはそれと分かるようになっている。

エフェメリス情報に含まれるクロック補正情報及び軌道情報は、位置計算に使用可能な精度（数 m 程度）を有する。エフェメリス情報の有効期間は通常は 4 時間（エポック時刻の ± 2 時間）とされ、この範囲を超えると急速に精度が劣化する。エフェメリス情報は通常 2 時間ごとに更新され、最新の情報がその有効期間

の開始時点に近い時刻に放送される。

さて、GPS 受信機が位置を計算するためには、衛星からの距離を測定した上で、更にエフェメリス情報を受信する必要がある。距離情報だけでは位置を計算することはできず、各衛星の位置を正確に知る必要があるからである。このために必要な時間はエフェメリス情報の放送周期により決まり、一般には 30 秒が必要となる。航法メッセージの受信誤りに備えて受信内容の比較検査をすると、60 秒を要することとなる。

GPS 衛星が放送する測距信号のドップラーシフトやタイミングは受信機の位置に依存するため、受信機位置が未知の状態では信号を探索・捕そくする必要がある。ただし、集積回路技術の進歩によりこれに要する時間は大幅に減少してきており、消費電力とのトレードオフにもよるが、数秒以内にはできる [4]。

一方、航法メッセージの受信には 30 秒を要することが、最初に位置情報が出力されるまでの時間である TTFF を決める制約となっている。最近の受信機はエフェメリス情報を不揮発性メモリに記録するため、短時間のうちに電源が再投入される状況（ホットスタート）では TTFF は短い。電源切断から 2 時間を超え、エフェメリス情報の有効期間を過ぎている場合（ウォームスタート）は、エフェメリスの受信に要する時間が TTFF を決めることとなる。最近の GPS 受信機用チップセットの開発動向においても、ホットスタートは 6~10 秒とされるが、ウォームスタートには 35~50 秒を要するのが普通である [5]~[7]。

したがって、ウォームスタートの TTFF を改善するためには次のような情報が必要である。

- (1) 位置計算に使用可能な精度の軌道情報
- (2) 30 秒よりも高い頻度で（あるいは受信機の要求に応じて）放送される

携帯電話のように GPS とは別の通信回線をもつ場合は、それを經由してエフェメリス情報を伝送すればよい。そうでない場合にも TTFF を改善するため、我が国でも実用化されつつある静止衛星による広域補強システム SBAS に応用可能な手法を検討することとした。この場合は、更に次の条件が課されることとなる。

- (3) 毎秒 50 ビット程度の伝送速度

SBAS のデータ伝送速度は毎秒 250 ビットであるが、このうち TTFF 改善に利用可能な容量を 1/5 程度と見込んでいる（SBAS メッセージの放送実績による [8], [9]）。このように低いデータ速度では、測位に必要な精度の軌道情報を 4 機以上の衛星について伝送

表 2 GPS のアルマナック情報
Table 2 GPS almanac information.

サブフレーム	内容		ビット数
4/5	DATA ID	データ種別	2
	SV ID	衛星番号	6
	e	離心率	16
	t_{oa}	エポック時刻 (アルマナック)	8
	δi	軌道傾斜角	16
	$\dot{\Omega}$	Ω_0 の変化率	16
	SV_{health}	衛星健康状態	8
	\sqrt{A}	軌道長半径	24
	Ω_0	昇交点赤経	24
	ω	近地点引数	24
	M_0	平均近点角	24
	a_{f0}	クロック補正係数	11
a_{f1}	クロック補正係数	11	

することはできないため、次章に述べるアルマナック情報を利用する方式を検討することとした。

3. アルマナック情報の利用

GPS の航法メッセージには、エフェメリス情報とは別の軌道情報も含まれている。これはアルマナック情報と呼ばれるもので、航法メッセージのサブフレーム 4~5 に格納されている [3]。エフェメリス情報とは異なり、放送している衛星だけではなく軌道上のすべての GPS 衛星に関する軌道情報が含まれており、25 ページ (12.5 分) をかけて 32 衛星分の情報が伝送される。

アルマナック情報の内容は表 2 のとおりで、エフェメリス情報よりパラメータが少ない上、ビット数も減らされている。したがって、エフェメリス情報と比べると精度が劣り、位置計算に使用することはできない。アルマナック情報の目的は受信機に GPS 衛星の大きな軌道情報を与えることであり、電源投入時及び衛星出現時の信号捕そくを補助する働きをもつ。

電源投入時に使用可能とするため、アルマナック情報は一般に不揮発性メモリに保存される。アルマナック情報の有効期間は 6 日間 (エポック時刻の ± 3 日間) で、この範囲を超えると次第に精度が劣化する。

4. メッセージの設計

さて、先に述べたとおり、GPS においてはエフェメリス情報の放送頻度が低いことが TTFF を決める要因の一つである。SBAS [10], [11] を利用して TTFF を改善するためには、限られたデータ量でエフェメリス情報に相当する軌道情報を伝送する必要がある。こ

のことから、初期位置計算のための軌道情報として、エフェメリス情報のアルマナック情報に対する差分を放送することを考えた。このための SBAS メッセージ（以下、「差分メッセージ」と称する）の設計について、以下に述べる。

4.1 設計目標

先に述べたいわゆる「日本版 e911」では測位精度の目標が 15 m 程度に設定されている [2]。また、エフェメリス情報のフレーム周期が 30 秒であることから、TTFF を少なくとも 10~15 秒程度に短縮できなければ意味がない。更に利用可能な伝送容量を勘案して、差分メッセージの設計目標は次のとおりとした。

- (1) 4~5 衛星の情報を含む
- (2) 1 メッセージ (212 ビット) で伝送できる
- (3) 衛星位置の劣化の程度は、10~15 秒程度にわたり 10 m 程度以内を維持する

GPS による測位には 4 以上の衛星を必要とするため、本メッセージには少なくとも 4 衛星の情報を含める必要がある。ユーザ受信機は周囲の状況により必ずしも上空の全衛星の信号を受信できるとは限らないことから、可能であれば 5 衛星の情報を含めることとした。

SBAS は補強情報をメッセージ単位で伝送するが、メッセージ長は 250 ビットに固定されている。データ伝送速度が毎秒 250 ビットであることから毎秒 1 個のメッセージが放送されることになるが、先に述べたとおり TTFF 改善に利用可能な伝送容量は全体の 1/5 程度である。4 以上の衛星の軌道情報を 1 メッセージに収めることができれば、本メッセージを 5 秒ごとに放送できるから、TTFF を 5 秒前後に短縮することが可能となる。なお、250 ビットの SBAS メッセージにはプリアンプルやメッセージタイプ ID といった制御情報が含まれており、これらを除いたデータ領域は 212 ビットである。

差分メッセージはエフェメリス情報のアルマナック情報に対する差分を放送するものであるが、この差分は時刻の関数であることから、メッセージの受信後には時間の経過に伴い衛星位置の精度が低下することとなる。測位精度として 15 m が求められていることから、差分メッセージの放送から 10~15 秒間が経過した後においても、衛星位置の劣化の程度を 10 m 以下にすることとした。なお、ユーザ受信機における測位精度は本来はもとのエフェメリス情報の精度に左右されることになるため、差分メッセージの設計目標とし

ては、衛星位置の精度ではなく、衛星位置の劣化の程度を考慮することとした。エフェメリス情報の精度は一般に数 m 以内とされる。

4.2 アルマナック差分方式

まず、アルマナックとエフェメリスの差がどの程度の大きさであるかを調べることにした。図 2 は、アルマナック及びエフェメリスにより計算したクロック補正值の差の例である。上段は放送されたクロック補正值 (a_{f0})、下段はその変化率 (a_{f1}) の差で、エフェメリスを基準に全衛星分を重ねて描いてある。

2004 年 5 月 6 日の 24 時間では、最大で 600 m (約 $2 \mu\text{s}$ に相当、以下も同様に距離に換算して表示する) 以上の差があったことが分かる。クロックドリフトについては、大きくても 0.6 mm/s 程度であることから、特に補正する必要はない。

図 3 及び図 4 はそれぞれ衛星位置及び速度の差を表示したもので、上段は各軸に関する差の絶対値、下段は差のベクトルの長さを示す。図 2 と同様にすべての衛星について重ねて表示してあるが、位置については 3000 m 以上、速度は 0.5 m/s 程度までの差があることが分かる。位置の補正は必要であるが、速度については 10 秒間で 5 m 程度の誤差にしかならないことから必ずしも補正する必要はない。

以上より、アルマナックに対する差分値を放送する場合、ユーザ受信機側では衛星クロックについては

$$\tilde{B}_E^j(t) = B_A^j(t) + \Delta B^j(t_0) \quad (1)$$

また衛星位置については

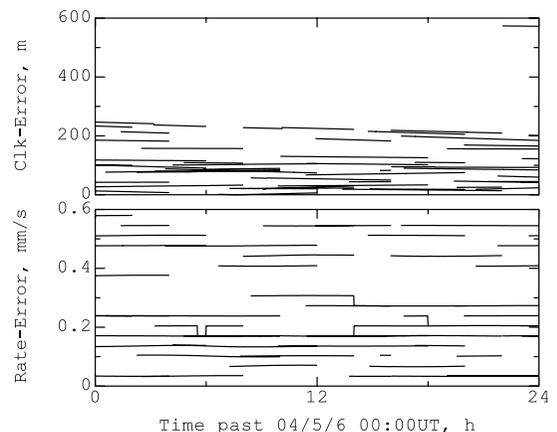


図 2 アルマナック情報のクロック誤差

Fig. 2 Clock error of almanac information.

$$\tilde{x}_E^j(t) = x_A^j(t) + \Delta x^j(t_0) \quad (2)$$

として計算することとし、差分メッセージ内容として

$$\Delta B^j(t_0) = B_E^j(t_0) - B_A^j(t_0) \quad (3)$$

$$\Delta x^j(t_0) = x_E^j(t_0) - x_A^j(t_0) \quad (4)$$

を放送することとする。式中の B はクロック補正值、

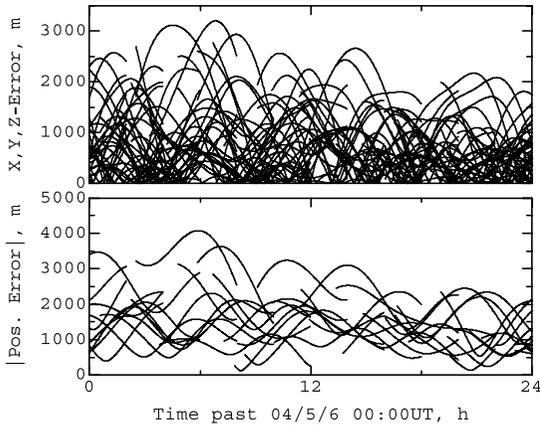


図3 アルマナック情報の衛星位置誤差

Fig. 3 Satellite position error of almanac information.

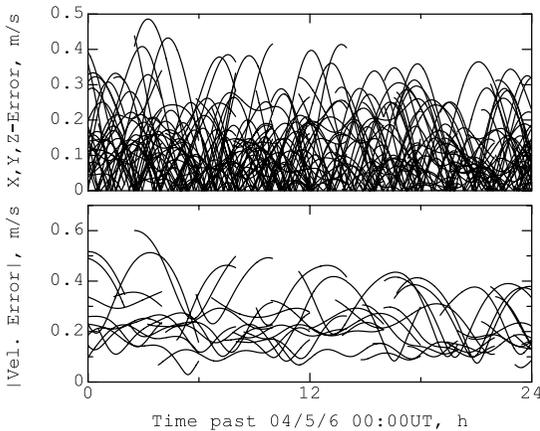


図4 アルマナック情報の衛星速度誤差

Fig. 4 Satellite velocity error of almanac information.

x は衛星位置を表し、添字の A はアルマナック情報、 E はエフェメリス情報である。また、 j は衛星の識別番号であり、時刻 t_0 は差分メッセージを生成する際の基準時刻、 t はユーザ受信機が衛星位置の計算対象とする時刻である。

この方式で軌道情報を送ることとした場合について、量子化ビット数の割当てとユーザへの影響の関係を計算した例を、表 3 に示す。2004 年 5 月 6 日の 24 時間 にわたる東京付近 (国土地理院 GEONET [12] 基準点 93011, 北緯 35.9 度, 東経 139.5 度) における測位結果の、航法メッセージによる計算結果に対する差の RMS 値を表示してある。クロック補正 $\Delta B^j(t_0)$ の範囲は $\pm 4.096 \mu\text{s}$ 、また位置補正 $\Delta x^j(t_0)$ については $\pm 8192 \text{ m}$ とした。衛星位置については、直交座標系の 3 成分をそれぞれ同じビット数に量子化する。先に述べたとおり差分メッセージの受信後には時間の経過に伴い衛星位置の精度が低下することとなるから、メッセージの基準時刻 t_0 からの経過時間を遅れ T とし、 $T = 0$ 及び $T = 10 \text{ s}$ を評価対象とした。

量子化ビット数の割当てについては、5 パターンを評価対象とした。パターン (a) は各衛星のクロック補正と位置補正にそれぞれ 12 ビットずつ、合計で 48 ビットを割り当てることとしたもので、クロック補正 $\Delta B^j(t_0)$ については 2 ns、位置補正 $\Delta x^j(t_0)$ は 4 m を単位として差分メッセージを生成する。この方式では、航法メッセージから得られるエフェメリス情報を使用する場合と比べて、メッセージの生成時点 ($T = 0 \text{ s}$) では 1.45 m (水平方向) 及び 2.54 m (3D)、また 10 秒後 ($T = 10 \text{ s}$) には 2.08 m (水平方向) 及び 3.33 m (3D) 程度、測位誤差が増大することが分かる。

他の 4 パターンは、パターン (a) をベースとしてクロック補正及び軌道補正に割り当てるビット数を 1~2 ビット増減させたものである。差分メッセージの生成から 10 秒後 ($T = 10 \text{ s}$) の影響量を見ると、50 ビットの情報量で 1.73 m (水平方向)、また 46 ビットまで減らしても 2.29 m 程度を維持している。しかしなが

表 3 アルマナック差分方式による精度劣化 (劣化量の RMS, 単位 [m])

Table 3 Position accuracy degradation based on differential almanac orbit.

パターン	量子化ビット数			遅れ $T = 0$			遅れ $T = 10 \text{ s}$		
	クロック	衛星位置	合計	水平	垂直	3D	水平	垂直	3D
(a)	12	12	48	1.45	2.08	2.54	2.08	2.60	3.33
(b)	11	13	50	0.821	1.20	1.45	1.73	2.03	2.67
(c)	11	12	47	1.49	2.16	2.63	2.13	2.73	3.46
(d)	11	11	44	2.88	4.08	4.99	3.30	4.42	5.52
(e)	10	12	46	1.67	2.43	2.95	2.29	2.91	3.70

ら、46 ビットでは 1 メッセージに 3 衛星分の情報しか収められないことから、更にデータ量を削減することを考えた。

4.3 アルマナック差分方式 (非対称量子化)

衛星航法システムにおいては、エフェメリスに含まれる衛星位置誤差の視線方向成分がユーザ測位誤差として現れる一方、直交方向成分は誤差とはならない。このことを利用して、アルマナック差分方式で用いる衛星位置差 $\Delta x^j(t_0)$ について、視線方向については細かく、直交方向については粗く量子化することを考える。

広域補強システムのサービスエリアは広いため、視線方向をどのように定義するかが一つの問題となる。ここでは東京を基準として視線方向を定義し、次の演算により得た位置差 $\Delta x^{j'}(t_0)$ を放送することとする。

$$\Delta x^{j'}(t_0) = R_Y(-E_0)R_Z\left(\frac{\pi}{2} - A_0\right) \cdot \Delta x^j(t_0) = \begin{bmatrix} \sin A_0 \cos E_0 & \cos A_0 \cos E_0 \\ -\cos A_0 & \sin A_0 \\ -\sin A_0 \sin E_0 & -\cos A_0 \sin E_0 \\ \sin E_0 \\ 0 \\ \cos E_0 \end{bmatrix} \cdot \Delta x^j(t_0) \quad (5)$$

E_0, A_0 は基準とする位置 (東京) から目的とする衛星を見たときの仰角及び方位角、 $R_Y(\cdot), R_Z(\cdot)$ はそ

れぞれ Y 軸及び Z 軸回りの回転を表す行列である。この操作により、視線方向に X 軸が対応するように、もとの位置差ベクトル $\Delta x^j(t_0)$ が回転されることとなる。

この方式を評価した結果を、表 4 に示す。方向によって量子化ビット数を変えてあることからユーザ位置によって影響が異なるため、東京のほか稚内 (基準点 940001) 及び那覇 (基準点 940100) でも評価することとした。視線方向を定義する基準点は、電子航法研究所 (東京都調布市、北緯 35.7 度、東経 139.6 度) とした。

影響が最も大きいのは、東京からの距離が長い那覇であった。それにしても、表 3 と比べると量子化ビット数を更に減らすことができ、単純なアルマナック差分方式で 46 ビットを要した精度 (表 3 パターン (e)、水平 2.29 m) が、例えばパターン (i) のとおり那覇においても水平 2.40 m 程度の精度を 39 ビットで実現できる。

水平方向で 3 m 程度までの影響を許容することとすると、衛星当たり 38 ビットまで減らすことができる。そのうちでもパターン (j) が最も有望で、クロック補正を 10 ビット、位置補正は視線方向 12 ビットと直交方向 8 ビットにより表現するものである。

具体的なメッセージ設計例を、表 5 に示す。表 4 のパターン (j) を採用し、衛星当たり 38 ビットでクロック・位置情報を表現する (表中の x_i, y_i, z_i は、式 (5)

表 4 アルマナック差分方式 (非対称量子化) による精度劣化 (劣化量の RMS, 単位 [m])
Table 4 Position accuracy degradation based on differential almanac orbit with asymmetric quantization.

地点	パターン	量子化ビット数			遅れ $T = 0$			遅れ $T = 10s$			
		クロック	視線方向	直交方向	合計	水平	垂直	3D	水平	垂直	3D
東京	(f)	11	13	7	38	0.828	1.21	1.47	1.71	2.05	2.67
	(g)	11	12	8	39	1.47	2.11	2.57	2.15	2.68	3.44
	(h)	11	11	8	38	2.90	4.26	5.15	3.24	4.55	5.58
35.9N 139.5E	(i)	10	13	8	39	1.12	1.62	1.97	1.89	2.30	2.98
	(j)	10	12	8	38	1.65	2.38	2.89	2.33	2.88	3.71
	(k)	9	13	8	38	1.77	2.58	3.11	2.17	2.80	3.55
稚内	(f)	11	13	7	38	2.34	3.50	4.21	2.85	3.89	4.82
	(g)	11	12	8	39	1.90	2.82	3.40	2.51	3.22	4.08
	(h)	11	11	8	38	3.21	4.72	5.70	3.56	4.92	6.07
45.4N 141.8E	(i)	10	13	8	39	1.61	2.33	2.83	2.22	2.94	3.68
	(j)	10	12	8	38	2.05	3.03	3.66	2.62	3.48	4.36
	(k)	9	13	8	38	2.14	3.03	3.71	2.56	3.43	4.28
那覇	(f)	11	13	7	38	2.85	5.17	5.90	3.24	5.66	6.52
	(g)	11	12	8	39	2.01	3.52	4.05	2.52	4.24	4.93
	(h)	11	11	8	38	3.26	5.55	6.44	3.58	6.28	7.23
26.1N 127.8E	(i)	10	13	8	39	1.80	3.22	3.69	2.40	3.97	4.63
	(j)	10	12	8	38	2.14	3.80	4.37	2.68	4.45	5.19
	(k)	9	13	8	38	2.31	4.15	4.75	2.76	4.75	5.50

表 5 アルマナック差分メッセージ
Table 5 SBAS message design for differential almanac orbit.

繰返し回数	内容	ビット数	範囲	単位	合計ビット数
1	$IODA$	5	0-31		5
1	$PRN_i - 1$	5	0-31		43
	ΔB_i	10	$\pm 4.096 \mu s$	8.192 ns	
	Δx_i	8	$\pm 8192 m$	64 m	
	Δy_i	8	$\pm 8192 m$	64 m	
	Δz_i	12	$\pm 8192 m$	4 m	
4	$\Delta PRN_i - 1$	3	0-7		164
	ΔB_i	10	$\pm 4.096 \mu s$	8.192 ns	
	Δx_i	8	$\pm 8192 m$	64 m	
	Δy_i	8	$\pm 8192 m$	64 m	
	Δz_i	12	$\pm 8192 m$	4 m	

表 6 GPS アルマナック情報
Table 6 SBAS message design for GPS almanac.

繰返し回数	内容	ビット数	範囲	単位	合計ビット数
1	PRN	8	0-255		190
	$IODA$	8	0-255		
	e	16		2^{-21}	
	t_{oa}	8	0-602112 s	4096 s	
	δi	16		$2^{-19} sc$	
	$\dot{\Omega}$	16		$2^{-38} sc/s$	
	\sqrt{A}	24		$2^{-11} m^{1/2}$	
	Ω_0	24	$\pm 1 sc$	$2^{-23} sc$	
	ω	24	$\pm 1 sc$	$2^{-23} sc$	
	M_0	24	$\pm 1 sc$	$2^{-23} sc$	
	a_{f0}	11	$2^{-10} s$	$2^{-20} s$	
	a_{f1}	11	$2^{-28} s/s$	$2^{-38} s/s$	

sc: semi-circle (半円を単位とした角度)

の $\Delta x^{j'}(t_0)$ の要素に対応する)。これに加えて衛星の PRN 番号に最低 5 ビットが必要となるが、合わせて 43 ビットとすると 212 ビットのデータ領域には 4 衛星分しか入らない。また、アルマナック情報セットの識別情報として数ビットが必要になるものと思われる。

そこで、最初の衛星のみ 5 ビットで PRN 番号を表し、二つ目以降の衛星については PRN 番号の差分を与えることとする。PRN 番号の差分を 3 ビットとすれば、5 衛星のクロック・位置情報が 207 ビットで表現でき、アルマナックの識別情報 ($IODA$: issue of data, almanac) を加えても 212 ビットに収めることができる。最初の衛星は PRN 番号 (から 1 を減じた値) を 0-31 で表現し、2 番目以降の衛星は一つ前の衛星の PRN 番号との差分 (から 1 を減じた値) を 3 ビットで表現する。補正情報がすべて「1」の場合、その情報は無効とすることとする。

例えば、PRN 01, 06, 12, 19, 27 衛星の情報を送る場合は、最初の衛星 (PRN 01) については「0」、以降の 4 衛星は「4,5,6,7」をセットする。PRN 05, 18, 22, 27 衛星の情報を送る場合は、PRN 05 と PRN 18

の差を 3 ビットで表現しきれないため、2 番目の衛星としてダミーの PRN 13 を加え、この衛星については補正情報をすべて「1」にセットする。すなわち、最初の衛星 (PRN 05) については「4」、以降は「7,4,3,4」をセットした上で、2 番目の衛星については補正情報をすべて「1」にセットして無効な情報であることを示すようにする。

差分メッセージの放送頻度は、そのまま TTFF を決める要因となる。現行 SBAS ではメッセージ容量にそれほど余裕があるわけではないが、例えば 5 秒ごと程度の頻度で放送することは可能である。

GPS 衛星が放送するアルマナック情報は毎日更新されており、いつ放送されたアルマナック情報をユーザ受信機が保持しているべきかをあらかじめ決めておくことはできない。このため、表 5 のメッセージを使用する場合は対応するアルマナック情報も放送する必要がある。このためのメッセージが表 6 で、アルマナック情報の発行番号 ($IODA$) を付した上で GPS が放送した内容を再放送することとなる。このメッセージが更新された場合、更新前の情報しかもたない受信

機にとっては TTFF 短縮が見込めなくなることから、このメッセージの更新間隔は可能な限り長い方がよく、例えばアルマナック情報の有効期間である 6 日ごとに更新することが考えられる。

5. む す び

GPS の初期位置算出時間 (TTFF) の短縮を目的として、所要の軌道情報を取得するまでの時間を短縮する方法を検討した。アルマナック情報に対する差分として軌道情報を取り扱うことにより、少ないデータ容量で所要の精度の軌道情報を伝送することができる。視線方向及び直交方向の量子化単位を変更することにより更なるデータ量削減が可能であり、衛星当り 38 ビットにて所要の軌道情報を伝送可能との見通しを得た。我が国で実用化されつつある広域補強システム SBAS では、この方式により 5 衛星分の軌道情報を 1 メッセージ (1 秒間) に格納できる。

ただし、対応するアルマナック情報を保持していない受信機に対しては有効な情報を提供できないことから、アルマナック情報についても別メッセージにより伝送する必要があり、かつ更新周期を長くする必要がある。また、対象衛星の PRN 番号の配列が自由ではないなど制約も多いことから、更なる改良を検討する余地はある。

本手法は、特に低速の通信回線しか利用できない場合の TTFF 改善に有効である。我が国が開発を進めている準天頂衛星補強信号 (L1-SAIF) では捕そく支援情報に対する要望があり [13]、本手法を応用可能と考えている。

文 献

- [1] Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard, DOD, Oct. 2001.
- [2] 舟橋 信, “緊急通報における携帯電話発信位置表示の経緯と動向”, 日本航海学会 GPS/GNSS シンポジウム, pp.97-102, Nov. 2005.
- [3] Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, Interface Specification, IS-GPS-200, Rev. D, GPS Joint Program Office, Dec. 2004.
- [4] H. Jun and C. Kee, “A new technology for GNSS signal fast acquisition within three seconds, applicable to current GNSS receivers,” Proc. ION 2006 National Technical Meeting, pp.895-907, Monterey, CA, Jan. 2006.
- [5] 羽田睦雄, 小笠義治, 東海林昌伸, 伊藤 互, 久米明弘, 美濃光星, 児島伸一, 岡田 豊, 大賀孝寛, “GPS-IP 内蔵カーナビ用 SOC”, 日本航海学会 GPS シンポジウム, pp.113-122, Nov. 2002.
- [6] 川添利洋, 反田和忠, 津田伸啓, 西嶋元司, “カーナビゲーション用 GPS 受信機の最新技術動向”, 日本航海学会 GPS/GNSS シンポジウム, pp.141-150, Nov. 2004.
- [7] 伊藤 涉, 水野貴志, 松本剛典, 鈴木達也, 関三智彦, 津田伸啓, 鈴木康裕, 井上 太, 井上圭人, 川出和秀, “カーナビ用 GPS-IP の開発”, 日本航海学会 GPS/GNSS シンポジウム, pp.107-114, Nov. 2006.
- [8] 坂井丈泰, 新井直樹, 福島荘之介, 伊藤 憲, “準天頂衛星システムのための補強信号形式の検討”, 信学技報, SANE2004-36, July 2004.
- [9] 坂井丈泰, 新井直樹, 福島荘之介, 伊藤 憲, “準天頂衛星サブメータ級補強信号の検討”, 日本航空宇宙学会第 48 回宇宙科学技術連合講演会, 3G04, Nov. 2004.
- [10] International Standards and Recommended Practices, Aeronautical Telecommunications, Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation, vol.I, ICAO, Nov. 2002.
- [11] 真鍋英記, “運輸多目的衛星用衛星航法補強システム (MSAS) の整備状況”, 日本航海学会 GPS/GNSS シンポジウム, pp.59-63, Nov. 2005.
- [12] 国土地理院 GPS 連続観測システム GEONET.
http://terras.gsi.go.jp/gps/geonet_top.html
- [13] 鳥山 潔, “QZSS プロジェクトの動向と課題”, 日本航海学会 GPS/GNSS シンポジウム, pp.27-30, Nov. 2006.
(平成 19 年 8 月 28 日受付, 11 月 12 日再受付)



坂井 丈泰 (正員)

平 6 早大・理工・電気卒。平 8 同大学院修士課程了。同年運輸省電子航法研究所入所。GPS による航空航法システムの研究に従事。平 10 本会第 10 回回路とシステム軽井沢ワークショップ奨励賞, 平 17 IEEE AES Japan Chapter 優秀論文賞, 平 19 ION GNSS 2007 Best Presentation Award。平 13~早稲田大学理工学総合研究センター客員研究員, 平 14~15 米国スタンフォード大学客員研究員。日本航海学会 GPS/GNSS 研究会及び航空宇宙研究会運営委員, 日本航空宇宙学会機器・電子情報システム部門運営委員, 電気学会測位・空間情報応用システム協同研究委員会委員。ION (米国航法学会), RIN (英国航法学会), 日本航海学会, 日本航空宇宙学会各会員。東京海洋大学客員准教授。博士 (工学)。