

## 準天頂衛星補強信号のためのエフェメリスメッセージ

坂井 文泰<sup>†a)</sup> 福島 莊之介<sup>†</sup> 武市 昇<sup>†</sup> 伊藤 憲<sup>†</sup>

Ephemeris Message for Quasi-Zenith Satellite System Augmentation Signal

Takeyasu SAKAI<sup>†a)</sup>, Sonosuke FUKUSHIMA<sup>†</sup>, Noboru TAKEICHI<sup>†</sup>, and Ken ITO<sup>†</sup>

あらまし 現在我が国が開発中の準天頂衛星システム (QZSS) は、サブメータ級の補強情報を GPS L1 信号と同一の周波数にて放送することとしている (L1-SAIF 信号)。このサブメータ級補強機能は広域ディファレンシャル補正方式によりユーザ測位精度の向上を図るものであるが、L1-SAIF 信号自体も測距信号として利用することができる。ただし、そのためには準天頂衛星の軌道情報 (エフェメリス情報) を放送する必要があることから、そのメッセージ形式を検討・設計した。直交座標値を直接伝送する方式により、1 メッセージにて所要の精度の軌道情報を放送可能との見通しを得た。

キーワード GPS, QZSS, 衛星航法, 航行エレクトロニクス

### 1. ま え が き

日本全国規模の広い範囲にわたって GPS の性能を向上させるためには、例えば静止衛星による補強が有効である。静止衛星から測距信号を放送することにより不足しがちな測位衛星数を補うものであるが、更にこの信号にディファレンシャル補正情報のような補強情報を重畳することで、システム全体としての測位性能を向上させる構成が考えられる。補強情報としては位置情報の信頼性に関する情報なども含めることができ、具体的なシステム例としては航空航法用に開発されている SBAS (satellite-based augmentation system: 静止衛星型衛星航法補強システム) がある [1], [2]。

現在我が国が計画している QZSS (quasi-zenith satellite system: 準天頂衛星システム) は、測位機能の一部としてこうした GPS 補強信号を放送する計画である [3], [4]。準天頂衛星は静止軌道に傾斜角をもたせて日本上空まで衛星が到達するようにした軌道を採用する予定であり、ユーザに対する衛星の仰角を高くできることから都市部や山間部における通信・測位に有効とされる。すなわち、広い範囲にわたるユーザに対して高仰角から補強信号を放送することで、稼動

率が高く、かつ測位精度及び信頼性にすぐれた測位システムを構築することとしている。

この QZSS について、電子航法研究所では補強機能の一部 (サブメータ級補強信号: L1-SAIF) の開発を担当している [5] ~ [7]。これは広域ディファレンシャル補正方式によりユーザ測位精度及び信頼性の向上を図るものであるが、L1-SAIF 信号自体も測距信号として利用することができる。このためには準天頂衛星の軌道情報 (エフェメリス情報) を放送する必要があることから、そのメッセージ形式を検討・設計したので、報告する。

以下、2. で準天頂衛星が放送する予定の測距信号の概要を述べ、既存衛星航法システムにおけるエフェメリスメッセージのフォーマットを 3. で整理する。これらに基づいた準天頂衛星サブメータ級補強信号のためのエフェメリス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。本設計では直交座標値を直接伝送する方式を採用しており、評価結果によれば 1 メッセージにて所要の精度の軌道情報を放送可能との見通しを得た。

### 2. 準天頂衛星の測距信号

準天頂衛星は、測距信号として補完信号及び補強信号を放送する計画である。まず最初に、これらの関係を整理する。

<sup>†</sup> 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

## 2.1 GPS 補完信号

準天頂衛星が放送する「GPS 補完信号」は GPS と互換性のある測距信号で、ビルの谷間など受信条件が良好でない環境においても測距信号を増やすことで測位精度を改善しようとするものである。補完信号については宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が開発を担当しており、GPS の測距信号と可能な限りの互換性を確保する方針で作業が進められている。

具体的には、L1 C/A, L2C, L5, L1C の 4 信号を L1/L2/L5 の 3 周波数に乗せて放送する計画である。このうち L1C 以外については信号仕様が既に確定していることから [8] ~ [10]、航法メッセージの内容も含めて GPS と完全に互換な信号とすることは不可能である。例えば、PRN コードは GPS ICD に記載されたもの以外を使用するしかない。また、GPS の航法メッセージでは準天頂衛星の軌道を表現しきれないことから、一部のパラメータについては定義を変更する必要がある。ただし、いずれも軽微な変更であり、現在の受信機ではソフトウェアの修正のみで対応可能な範囲内である。

GPS の航法メッセージに含まれる軌道情報は 2 種類あり、それぞれエフェメリス及びアルマナックと呼ばれる。エフェメリスとは航法計算用に使用可能な精度の軌道情報であって、測距信号を放送している衛星自身に関する情報しか得られない。一方のアルマナックとは信号捕そく用の概略の軌道情報であり、いずれか一つの衛星の測距信号から全衛星の情報が得られる。測距信号を測位計算に使用するためにはエフェメリス情報が必要であることから、本検討の対象とする軌道情報はエフェメリス情報を指す。

GPS の各測距信号はそれぞれ航法メッセージを重畳されているが、その内容は同一というわけではない。L1C/A が放送する情報は NAV メッセージ (ときに Legacy NAV) と呼ばれ [8]、また L2C 及び L5 では新しく CNAV メッセージが放送される [8], [9]。L1C については信号仕様がまだ確定していないが、ドラフト版の仕様書によれば CNAV-2 メッセージが新設される見込みである [10]。L2C 及び L5 についても、同じ CNAV メッセージとはいいいながらメッセージタイプが別々に定義されており、エフェメリス情報は異なる形式で放送されることとなる。すなわち、いずれの信号もそれぞれ異なる形式でエフェメリス情報を提供するわけであるが、基本的には同一の衛星の軌道情報であるからそれほど大きな差異はない。

## 2.2 GPS 補強信号

準天頂衛星は、「GPS 補強信号」として L1-SAIF (Submeter-class Augmentation with Integrity Function) 信号を放送する。これは GPS 衛星に関する補強情報 (広域ディファレンシャル補正情報及び信頼性に関する情報) を放送すると同時に L1-SAIF 信号自体が測距機能をも提供するもので、広い範囲にわたるユーザに対して、稼働率、測位精度、並びに信頼性を併せて改善する [3], [4]。L1-SAIF 信号には補完信号の機能も含まれるから、補強情報の復調・処理を行う受信機は必ずしも L1 C/A 補完信号を受信しなくてもよい。

L1-SAIF 信号の形式は ICAO SBAS [2] と互換性があり、GPS の L1 C/A 信号と周波数及び変調方式までは同一であることから、受信機についてはアンテナ及び RF フロントエンドまで共用可能との特徴を有する。具体的には、周波数 1575.42 MHz の右旋円偏波で 1.023 Mcps の拡散コードによる BPSK 変調がかけられており、更にシンボル速度 500 sps (データ速度 250 bit/s) のデータ変調が施されている。符号化方式も SBAS と同一で、符号化率  $R = 1/2$ 、拘束長  $K = 7$  の畳込み符号 (FEC) である。

データ内容は 250 ビット長のメッセージ単位となっており、メッセージの開始ビットの先頭は GPS のサブフレームエポックに同期している。プリアンブル 8 ビット、メッセージタイプ ID 6 ビット、また CRC パリティに 24 ビットが割り当てられており、残りの 212 ビットがデータ領域となる。

ICAO SBAS の場合は、GPS 衛星についてはそれぞれの衛星自身が放送するエフェメリス情報を、また SBAS 衛星については SBAS 衛星自身が放送するタイプ 9 メッセージに含まれる衛星位置情報を用いることとされている。L1-SAIF についても、基本的には同様の方法により必要なエフェメリス情報を得ることとなる。

## 3. エフェメリス情報の伝送

準天頂衛星で用いるエフェメリス情報の伝送方式を検討するにあたり、まず最初に既存衛星航法システムのエフェメリス情報のフォーマットを整理する。

### 3.1 GPS 方式

GPS のエフェメリス情報はケプラーの 6 要素を基本としており、補正値を含めると表 1 のとおり 16 パラメータ ( $M_0 \sim C_{is}$  及びエポック時刻) により構成さ

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

項目	ビット数	範囲	分解能	備考
$t_{oc}$	16	0-604784 s	16 s	エポック時刻
$t_{oe}$	16	0-604784 s	16 s	エポック時刻
$a_{f0}$	22	$\pm 0.9766$ ms	$2^{-31}$ s	クロック補正
$a_{f1}$	16	$\pm 3.725$ ns/s	$2^{-43}$ s/s	クロック補正
$a_{f2}$	8	$\pm 3.553$ fs/s <sup>2</sup>	$2^{-55}$ s/s <sup>2</sup>	クロック補正
$M_0$	32	$\pm 1$ sc	$2^{-31}$ sc	平均近点角
$\Omega_0$	32	$\pm 1$ sc	$2^{-31}$ sc	昇交点赤経
$\omega$	32	$\pm 1$ sc	$2^{-31}$ sc	近地点引数
$i_0$	32	$\pm 1$ sc	$2^{-31}$ sc	軌道傾斜角
$\Delta n$	16	$\pm 15.259$ $\mu$ sc/s	$2^{-31}$ sc/s	補正值
$e$	32	0-0.03	$2^{-33}$	離心率
$\sqrt{A}$	32	$\pm 4096$ m <sup>1/2</sup>	$2^{-19}$ m <sup>1/2</sup>	軌道長半径
$\dot{\Omega}$	24	$\pm 0.9537$ $\mu$ sc/s	$2^{-43}$ sc/s	補正值
$\dot{i}$	14	$\pm 0.9313$ nsc/s	$2^{-43}$ sc/s	補正值
$C_{rc}$	16	$\pm 1024$ m	$2^{-5}$ m	補正值
$C_{rs}$	16	$\pm 1024$ m	$2^{-5}$ m	補正值
$C_{uc}$	16	$\pm 61.035$ $\mu$ rad	$2^{-29}$ rad	補正值
$C_{us}$	16	$\pm 61.035$ $\mu$ rad	$2^{-29}$ rad	補正值
$C_{ic}$	16	$\pm 61.035$ $\mu$ rad	$2^{-29}$ rad	補正值
$C_{is}$	16	$\pm 61.035$ $\mu$ rad	$2^{-29}$ rad	補正值
合計	420			

表 2 GLONASS のエフェメリス情報  
Table 2 GLONASS ephemeris information.

項目	ビット数	範囲	分解能	備考
$t_b$	7	15-1425 min	15 min	エポック時刻
$\tau_n(t_b)$	22	$\pm 2^{-9}$ s	$2^{-30}$ s	クロック補正
$\gamma_n(t_b)$	11	$\pm 2^{-30}$ s/s	$2^{-40}$ s/s	クロック補正
$x_n(t_b)$	27	$\pm 27000$ km	$2^{-11}$ km	X 座標
$y_n(t_b)$	27	$\pm 27000$ km	$2^{-11}$ km	Y 座標
$z_n(t_b)$	27	$\pm 27000$ km	$2^{-11}$ km	Z 座標
$\dot{x}_n(t_b)$	24	$\pm 4.3$ km/s	$2^{-20}$ km/s	速度
$\dot{y}_n(t_b)$	24	$\pm 4.3$ km/s	$2^{-20}$ km/s	速度
$\dot{z}_n(t_b)$	24	$\pm 4.3$ km/s	$2^{-20}$ km/s	速度
$\ddot{x}_n(t_b)$	5	$\pm 6.2$ $\mu$ m/s <sup>2</sup>	$2^{-30}$ km/s <sup>2</sup>	加速度
$\ddot{y}_n(t_b)$	5	$\pm 6.2$ $\mu$ m/s <sup>2</sup>	$2^{-30}$ km/s <sup>2</sup>	加速度
$\ddot{z}_n(t_b)$	5	$\pm 6.2$ $\mu$ m/s <sup>2</sup>	$2^{-30}$ km/s <sup>2</sup>	加速度
合計	208			

れている [8].

パラメータ数が多いことから、合計で 420 ビットを必要とする。GPS 航法メッセージのサブフレームは 300 ビットから構成されるが、TLM ワード及び HOW ワードとチェックサムを除くと残りの 192 ビットがデータ領域として有効であり、三つのサブフレームに分けてエフェメリス情報が格納されている。データ量が多い代わりに、1 組のエフェメリス情報で数時間以上にわたって有効な軌道情報を表現できるのが大きな特徴である。

### 3.2 GLONASS 方式

GLONASS の航法メッセージでは、エフェメリス情報は表 2 のとおり GLONASS 衛星の位置と速度、加速度として記述されている [2], [11]。座標系は PZ-90 で、地球中心・地球固定座標系 (ECEF) である。位置と速度については PZ-90 による値そのものが得られるが、加速度については太陽・月の重力を含む摂動項のみとされている。なお、座標を表す記号に添えられる「 $n$ 」は、PZ-90 ECEF 座標系を意味する。

エポック時刻以降 (あるいは以前) の衛星位置は、速度及び加速度を数値積分することで得る。まず、速度について

$$\frac{dx}{dt} = v_x, \quad \frac{dy}{dt} = v_y, \quad \frac{dz}{dt} = v_z \quad (1)$$

と表すことにする。これらの初期値は航法メッセージ

より得られる。加速度は、

$$\frac{dv_x}{dt} = -\frac{\mu_e x}{r^3} + J(z) x + \omega_e^2 x + 2\omega_e v_y + \ddot{x} \quad (2)$$

$$\frac{dv_y}{dt} = -\frac{\mu_e y}{r^3} + J(z) y + \omega_e^2 y - 2\omega_e v_x + \ddot{y} \quad (3)$$

$$\frac{dv_z}{dt} = -\frac{\mu_e z}{r^3} + J(z) z + \ddot{z} \quad (4)$$

により求める。ここで、動径長  $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ 、また楕円地球による重力ポテンシャルの二次の項は

$$J(z) = -\frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left( 1 - \frac{5}{r^2} z^2 \right) \quad (5)$$

とする。各定数は、地球重力定数  $\mu_e = 398600.44 \times 10^9$  m<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>、地球赤道半径  $R_e = 6378.136$  m、地球重力ポテンシャル係数  $J_0^2 = 1082625.7 \times 10^{-9}$ 、地球自転角速度  $\omega_e = 7.292115 \times 10^{-5}$  rad/s を用いる (GPS が採用している WGS-84 とは若干値が異なる)。

これらの式の第 1 項及び第 2 項は地球の重力ポテンシャルを表し、また  $\omega_e$  が現れる項は ECEF 座標系による取扱いのために必要なものである。摂動項  $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$  は積分期間について一定とみなし、航法メッセージの値を用いる。

各項の大きさは、第 1 項及び  $\omega_e$  を含む項を合わせて  $\pm 1$  m/s<sup>2</sup> のオーダー、また第 2 項が  $10^{-5} \sim 10^{-4}$  m/s<sup>2</sup> 程度である。航法メッセージに含まれる加速度の範囲は  $\pm 6.2 \times 10^{-9}$  km/s<sup>2</sup> =  $\pm 6.2 \times 10^{-6}$  m/s<sup>2</sup> であるが、これは摂動項のみしか含まないことに注意が必要である。

### 3.3 SBAS 方式

ICAO SBAS [2] は、タイプ 9 メッセージにより静

表 3 SBAS のエフェメリスメッセージ (Type 9)  
Table 3 SBAS Type 9 ranging function message.

項目	ビット数	範囲	分解能	備考
$t_{0,GEO}$	13	0-86384 s	16 s	エポック時刻
$URA$	4	0-15	—	測距精度指標
$X_G$	30	$\pm 42949$ km	0.08 m	X 座標
$Y_G$	30	$\pm 42949$ km	0.08 m	Y 座標
$Z_G$	25	$\pm 6710$ km	0.4 m	Z 座標
$\dot{X}_G$	17	$\pm 40.96$ m/s	0.625 mm/s	速度
$\dot{Y}_G$	17	$\pm 40.96$ m/s	0.625 mm/s	速度
$\dot{Z}_G$	18	$\pm 524.3$ m/s	4 mm/s	速度
$\ddot{X}_G$	10	$\pm 6.4$ mm/s <sup>2</sup>	12.5 $\mu$ m/s <sup>2</sup>	加速度
$\ddot{Y}_G$	10	$\pm 6.4$ mm/s <sup>2</sup>	12.5 $\mu$ m/s <sup>2</sup>	加速度
$\ddot{Z}_G$	10	$\pm 32$ mm/s <sup>2</sup>	62.5 $\mu$ m/s <sup>2</sup>	加速度
$a_{Gf0}$	12	$\pm 0.9537$ $\mu$ s	$2^{-31}$ s	クロック補正
$a_{Gf1}$	8	$\pm 0.116$ ns/s	$2^{-40}$ s/s	クロック補正
合計	204			

止衛星の軌道情報を放送する。その内容は表 3 のとおりであって、1 メッセージに 1 衛星分のエフェメリス情報が含まれる。静止衛星であることから基本的には ECEF 座標値をそのまま伝送するが、速度及び加速度の項も用意されている。

タイプ 9 メッセージに含まれるエフェメリス情報はそれを放送した衛星自身に対応するものであることから、衛星の PRN 番号はメッセージ中には示されていない。タイプ 9 メッセージの最大放送間隔は 2 分、またタイムアウト時間は 4 分（非精密進入モードでは 6 分）とされている。

#### 4. エフェメリスメッセージの設計

準天頂衛星向けのエフェメリスメッセージを設計するにあたり、次のような目標を設定した。

- (1) 可能な限り 1 メッセージ (212 ビット) に納める。
- (2) 15 分程度にわたり有効な情報とする。
- (3) サブメータ級測位に必要な分解能 (目安としては 30 cm 程度) をもたせる。
- (4) クロック補正值については  $\pm 1$  ms 程度まで許容する。

こうした目標を設定した理由を 4.1 に、またこれらを踏まえたメッセージの設計内容を 4.2 以降に述べる。

##### 4.1 エフェメリス情報と測位精度

エフェメリス情報により得られる衛星のクロック補正值及び位置の精度は、一般にエポック時刻から離れるに従い劣化する。長時間にわたり有効なエフェメリス情報とするには、GPS のような 6 要素方式の場合

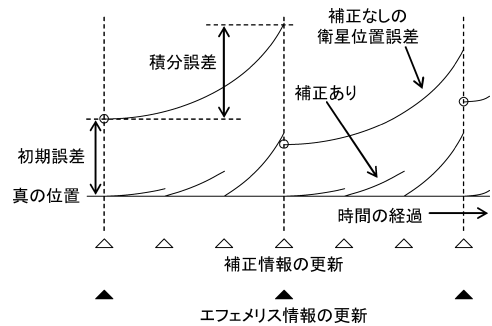


図 1 エフェメリス情報と衛星位置精度の時間的關係  
Fig. 1 Timing relationship between ephemeris information and position accuracy.

は多くのパラメータが必要となり、また GLONASS と同様の座標値方式では速度及び加速度の項の分解能を高くすることが求められる。

ただし、L1-SAIF 信号の場合は他のメッセージにより補正情報も伝送されることから、必ずしも高精度の位置情報がなくてはならないというわけではない。数 m 程度の精度のエフェメリス情報があれば、あとは長期補正情報 (衛星クロック及び位置の補正) により所要の精度を得ることは可能である。エフェメリス情報自体の精度が良ければ (SBAS のように) 長期補正情報を不要とできる可能性があるが、そのためにエフェメリス情報が 1 メッセージに収まらないのではかえって伝送する情報量が増えてしまう。長期補正メッセージ (タイプ 25) は最大 4 衛星の情報を含むことができることから、エフェメリス情報を長期補正情報と組み合わせて使うこととすれば 1.25 メッセージで所要の精度が得られることになる。

一方、衛星クロック・軌道の補正情報はエフェメリス情報のもつ IODE (更新番号) に対応して作成されることから、エフェメリス情報が更新された場合には長期補正情報も新しいものが必要となる。このためあまり頻繁にエフェメリス情報が更新されるのは好ましくないわけだが、アベイラビリティを確保するには毎分 1 回程度はエフェメリス情報を (更新がなくても) 放送する必要がある。

エフェメリス情報と衛星位置精度の時間的關係を、図 1 に示す。長期補正情報が更新されると衛星位置誤差は (量子化誤差の範囲内で) キャンセルされるが、時間の経過とともに再び誤差が増加していく。エポック時刻から離れるに従いエフェメリス情報の精度は劣化していくが、補正情報を適用している限り所要の精

度のクロック・軌道情報が得られることとなる。エフェメリス情報の更新の際については、新しいエフェメリス情報に対応する長期補正情報が得られた時点で新しいエフェメリス情報及び長期補正情報の適用が開始されるので、これらが放送される時間的なずれが原因で測位精度が劣化することはない。補正情報を利用しない場合は、ユーザ受信機は、エフェメリス情報のみにより（長期補正情報を利用せずに）L1-SAIF 信号による測距が可能であるが、このとき少なくとも GPS 航法メッセージ程度のクロック・軌道精度が確保できることが望ましい。

以上を総合的に勘案し、エポック時刻における衛星位置（クロック誤差も含む）情報の精度（図 1 中の「初期誤差」に相当）については GPS 航法メッセージ程度（数 m 以内）を、またエポック時刻から離れた場合でもその誤差がなるべく変化せず（速度及び加速度とクロックドリフトが問題となる）、15 分で 30 cm = 1 ns 前後に収まることを目標とし、そのようなエフェメリス情報を伝送可能なメッセージフォーマットを検討することとした。

準天頂衛星は静止衛星ではないから、SBAS のような静止衛星を前提としたフォーマットは利用できない。表 1 と表 2 を比較すると、GLONASS では所要ビット数が GPS の半分程度となっていることが分かる。GPS の場合はパラメータが多い代わりに長時間にわたり有効なエフェメリス情報が提供されているが、準天頂衛星のエフェメリス情報としては必ずしもそのような特性は必要ではなく、サブメータ級測位に必要な精度が得られるエフェメリス情報であれば、可能な限り 1 メッセージ（212 ビット）に収めたい。このため、基本的な構造として直交座標値を直接伝送する GLONASS 方式を採用することとした。

なお、エフェメリス情報の更新時には、エフェメリスを一度で確実に受信できるとは限らないことから、新しいエフェメリス情報が何度か放送されるまでは長期補正情報は古いエフェメリス情報に対応したものを生成・放送する。長期補正情報にはエフェメリス情報の識別番号が付加されており、新旧のエフェメリス情報との対応付けができるようになっている。

#### 4.2 クロック補正 $a_{Qf0}$

まず最初に、クロック補正値のバイアス項  $a_{Qf0}$  に必要な分解能を考える。GPS ( $a_{f0}$ ) 及び SBAS ( $a_{Gf0}$ ) では  $2^{-31} \text{ s} = 0.465 \text{ ns}$ 、また GLONASS ( $\tau_n(t_b)$ ) では  $2^{-30} \text{ s} = 0.931 \text{ ns}$  とされており、それぞれおよそ

14 cm あるいは 28 cm 程度の距離に相当する。

準天頂衛星の搭載システム側からは、 $\pm 1 \text{ ms}$  程度までの補正範囲を確保してほしい旨の要請がある。この範囲に対して 28 cm の分解能をもたせると、 $\lceil \log_2(2 \times 10^{-3}/2^{-30}) \rceil = 22$  より 22 ビットが必要となる。

#### 4.3 クロック補正 $a_{Qf1}$

クロック補正値のドリフト項としては、GPS ( $a_{f1}$ ) では  $2^{-43} \text{ s/s} = 1.137 \times 10^{-13} \text{ s/s}$ 、GLONASS ( $\gamma_n(t_b)$ ) 及び SBAS ( $a_{Gf1}$ ) では  $2^{-40} \text{ s/s} = 9.095 \times 10^{-13} \text{ s/s}$  の分解能をもっている。

15 分間=900 秒間で約 30 cm の変化に相当するドリフト量は、およそ  $10^{-12} \text{ s/s}$  である。これに近い  $2^{-40} \text{ s/s}$  を分解能として、GPS を参考に補正値の範囲を  $\pm 3.725 \text{ ns/s}$  とすると、 $\lceil \log_2(7.45 \times 10^{-9}/2^{-40}) \rceil = 13$  より 13 ビットが必要となる。

#### 4.4 衛星位置 $X_Q, Y_Q, Z_Q$

エフェメリス情報を 1 メッセージに収めるためには、前述のとおり ECEF 座標値をそのまま送る方式が有利と思われる。静止衛星ではない衛星のエフェメリス情報を地球上に固定された ECEF 座標値で表現することには難があるように思えるが、GLONASS は実際にそのような方式を採用しており、実績のある表現方法である。

まず、ECEF 座標値の表現を考える。準天頂衛星は他の衛星航法システムと異なり、静止衛星と同じ周回周期（軌道長半径 42164 km）の楕円軌道を採用することとされている。離心率を変えた場合の地球中心からの最大距離（遠地点距離）は表 4 のとおりであり、離心率が大きくなるほど遠くまで衛星が移動することになる。表中の「遠地点位置」は軌道傾斜角 45 度とした場合の衛星位置ベクトルの赤道面への射影ベクトルの長さであり、各座標軸成分はこの距離をカバーできればよい。

表 4 最大距離及び最大速度  
Table 4 Maximum range and velocity.

離心率	遠地点距離 [km]	遠地点位置 [km]	近地点速度 [m/s]
0	42164.174	29814.574	3074.660
0.1	46380.592	32796.031	3399.165
0.2	50597.009	35777.488	3765.674
0.3	54813.427	38758.946	4190.055
0.4	59029.844	41740.403	4696.621
0.5	63246.262	44721.860	5325.468
0.6	67462.679	47703.318	6149.320

現在のところ準天頂衛星は離心率 0.1 程度の軌道を想定しているが、過去の検討経過に配慮して離心率 0.3 まで対応するためには、 $\pm 38759$  km までの範囲を表現できる必要がある。離心率 0.1 の場合、軌道上における位置・速度・加速度は図 2 のような変化をする。

一方、サブメータ級測位のためには、少なくとも 20 cm 程度の精度の軌道情報があればよいことが分かっている。ただし実際に問題となる視線方向成分はクロック補正值と相殺される上、長期補正情報（衛星クロック及び位置の補正）の適用により衛星の位置精度は向上できることから、1 m 程度の分解能をもたせることとした。表 3 の SBAS 用エフェメリス情報を参考に、分解能を 16 倍の 1.28 m とすると、26 ビットで座標値を表現できることとなる。

#### 4.5 衛星速度 $\dot{X}_Q, \dot{Y}_Q, \dot{Z}_Q$

準天頂衛星の最大速度（近地点速度）は表 4 の右端列のとおりで、離心率 0.3 では  $\pm 4190.055$  m/s まで考慮する必要がある。

一方、900 秒後に約 30 cm の位置誤差をもたらす速度変化は、およそ  $0.333$  mm/s である。 $[\log_2(2 \times 4190.055/0.333 \cdot 10^{-3})] = 25$  となるが、これでは所要ビット数が多いので、分解能を  $0.5$  mm/s とし、24 ビットにより表現することとする。

#### 4.6 衛星加速度 $\ddot{X}_Q, \ddot{Y}_Q, \ddot{Z}_Q$

GLONASS に倣って加速度を式 (2)~(4) により得ることとすると、地球重力ポテンシャルや座標系の回転による影響は含まれているから、残りはその他の摂動項のみとなる。

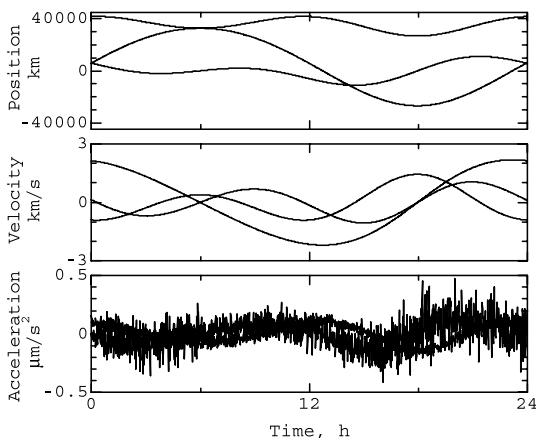


図 2 準天頂衛星の位置・速度・加速度（離心率 = 0.1）  
Fig. 2 Position, velocity, and acceleration of QZSS satellite (eccentricity = 0.1).

900 秒後に約 30 cm の位置誤差をもたらす加速度変化は、およそ  $0.741 \mu\text{m/s}^2$  である。GLONASS を参考に  $\pm 6.2 \mu\text{m/s}^2$  の範囲をカバーすることとすると、 $[\log_2(2 \times 6.2 \cdot 10^{-6}/0.741 \cdot 10^{-6})] = 5$  となり 5 ビットが必要である。準天頂衛星の軌道半径は GLONASS の 1.6 倍以上であることから加速度の範囲を  $\pm 6.2 \mu\text{m/s}^2 \times 1.6 = \pm 10 \mu\text{m/s}^2$  としても、同じ 5 ビットで表現できる。

実際には、位置誤差は加速度に対してはそれほど感度が高くないこと、準天頂衛星がやや大型の衛星となると見込まれることなどから、摂動項の表現範囲を広げておくこととした。分解能を  $2 \mu\text{m/s}^2$  とし、5 ビットで  $\pm 32 \mu\text{m/s}^2$  をカバーすることとする。

#### 4.7 その他

エポック時刻  $t_{0,Q}$  については、SBAS では 13 ビットにより 0~86400 s を表現できる。ただ、準天頂衛星は静止衛星ではないことから、エポック時刻についてはメッセージが放送された時刻と大きく違わないものと思われる。このため、エポック時刻についてはビット数を 8 ビットまで減らし、60 s の分解能で 0~10740 s (3 時間) をカバーすることとした。また、 $t_{0,Q}$  が IODE も兼ねることとする。

一方、測距精度の指標である URA については、L1-SAIF 信号を補正情報がない状態でも測位に利用できるようにするためには必要であり、そのまま残すこととした。すなわち、SBAS と同様の 4 ビットのインデックスにより、測距精度を表す。

#### 4.8 設計したエフェメリスメッセージ

以上により設計した準天頂衛星サブメータ級補強信号向けのエフェメリスメッセージの構成を、表 5 にまとめる。合計で 212 ビットであり、ちょうど L1-SAIF メッセージのデータ領域に収まる大きさとしてある。

設計したメッセージの妥当性を確認するため、準天頂衛星の軌道運動をシミュレートする計算機プログラムを作成し、速度及び加速度を量子化した上で積分により一定時間後の衛星位置を算出し、積分誤差を調べることとした。シミュレーションで与えた軌道パラメータは表 6 のとおりである。

図 3 は、エポック時刻から 300 秒後の位置誤差を、準天頂衛星の軌道周期にわたり 60 秒ごとに計算した例である。この計算は積分による累積誤差の評価であることから、エポック時刻における衛星位置の量子化誤差（図 1 の「初期誤差」）は考慮していない。積分誤差は各軸とも  $\pm 10$  cm 以内であり、軌道予測精度と

表 5 準天頂衛星エフェメリスメッセージ  
Table 5 QZSS ephemeris message.

項目	ビット数	範囲	分解能	備考
$t_{0,Q}$	8	0-10740 s	60 s	エポック時刻
$URA$	4	0-15	—	測距精度指標
$X_Q$	26	$\pm 42949.673$ km	1.28 m	X 座標
$Y_Q$	26	$\pm 42949.673$ km	1.28 m	Y 座標
$Z_Q$	26	$\pm 42949.673$ km	1.28 m	Z 座標
$\dot{X}_Q$	24	$\pm 4194.304$ m/s	0.5 mm/s	速度
$\dot{Y}_Q$	24	$\pm 4194.304$ m/s	0.5 mm/s	速度
$\dot{Z}_Q$	24	$\pm 4194.304$ m/s	0.5 mm/s	速度
$\ddot{X}_Q$	5	$\pm 32 \mu\text{m/s}^2$	$2 \mu\text{m/s}^2$	加速度
$\ddot{Y}_Q$	5	$\pm 32 \mu\text{m/s}^2$	$2 \mu\text{m/s}^2$	加速度
$\ddot{Z}_Q$	5	$\pm 32 \mu\text{m/s}^2$	$2 \mu\text{m/s}^2$	加速度
$a_{Qf0}$	22	$\pm 1.953$ ms	$2^{-30}$ s	クロック補正
$a_{Qf1}$	13	$\pm 3.725$ ns/s	$2^{-40}$ s/s	クロック補正
合計	212			

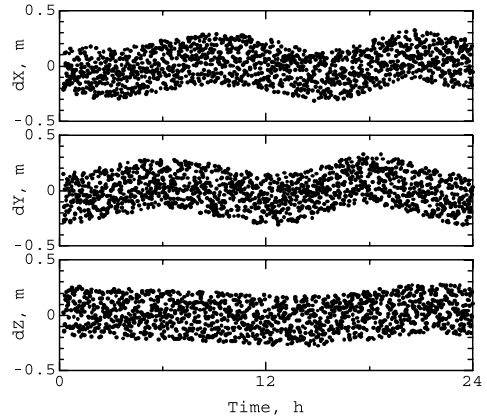


図 4 900 秒間の積分誤差  
Fig. 4 Integrated position error for 900 seconds.

表 6 シミュレーションで与えた軌道パラメータ  
Table 6 Orbit parameters for the simulation.

項目	値
離心率 $e$	0.1
軌道傾斜角 $i$	45 deg
軌道半径 $A$	42164 km
昇交点赤経 $\Omega$	0 deg
近地点引数 $\omega$	270 deg
平均近点角初期値 $M_0$	90 deg

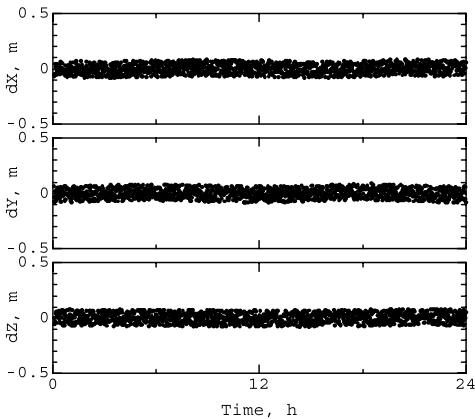


図 3 300 秒間の積分誤差  
Fig. 3 Integrated position error for 300 seconds.

比べてもまだ小さい。

エポック時刻から 900 秒後の積分誤差は、図 4 のとおりとなった。X 軸及び Y 軸方向には周期的な位置誤差が現れているが、例えば加速度成分の分解能を細かくしてもこの誤差は低減しない。積分誤差は X 軸及び Y 軸については  $\pm 40$  cm 以内、Z 軸方向では  $\pm 30$  cm 以内であり、当初の目標をほぼ満たしている。

## 5. む す び

我が国が開発を進めている準天頂衛星が放送する予定のサブメータ級補強信号 (L1-SAIF) について、準天頂衛星の軌道情報 (エフェメリス情報) を放送するためのメッセージ形式を検討・設計した結果を報告した。

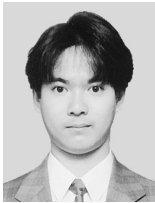
メッセージの概略としては直交座標値を直接伝送する GLONASS 方式であり、15 分間以上にわたり有効なエフェメリス情報を 1 メッセージにて放送できる特長を有する。準天頂衛星に準じた軌道要素によりシミュレーションした結果、15 分間の積分に対して 40 cm 程度の精度が得られる見通しである。

## 文 献

- [1] 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.
- [2] International Standards and Recommended Practices, Aeronautical Telecommunications, Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation, vol.I, ICAO, Nov. 2002.
- [3] 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.
- [4] 沢辺幹夫, “準天頂衛星を利用した高精度測位実験システム,” 日本航海学会 GPS/GNSS シンポジウム, pp.51-57, Nov. 2005.
- [5] 福島荘之介, 坂井文泰, 武市 昇, 伊藤 憲, “QZSS による広域 DGPS 補強の開発現状,” 日本航海学会 GPS/GNSS シンポジウム, pp.36-39, Nov. 2006.
- [6] 坂井文泰, 福島荘之介, 新井直樹, 伊藤 憲, “GPS 広域補強システムのプロトタイプ評価,” 信学論 (B), vol.J89-B, no.7, pp.1297-1306, July 2006.
- [7] T. Sakai, S. Fukushima, N. Takeichi, and K. Ito,

“Augmentation performance of QZSS L1-SAIF signal,” Proc. ION National Technical Meeting, pp.411-421, San Diego, CA, Jan. 2007.

- [8] Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, Interface Specification, IS-GPS-200, Rev. D, Dec. 2004.
- [9] Navstar GPS Space Segment/User Segment L5 Interfaces, Interface Control Document, ICD-GPS-705, rev. 2, Dec. 2002.
- [10] Navstar GPS Space Segment/User Segment L1C Interfaces, Interface Specification, Draft IS-GPS-800, April 2006.
- [11] Global Navigation Satellite System GLONASS Interface Control Document, Version 5.0, 2002.  
(平成 18 年 11 月 29 日受付, 19 年 6 月 13 日再受付)



坂井 丈泰 (正員)

平 6 早大・理工・電気卒。平 8 同大大学院修士課程了。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 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, 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)。



福島 荘之介 (正員)

昭 60 航空保安大・航空電子卒, 平 4 電通大・電子情報卒, 平 6 同大大学院博士前期課程了。平 19 東京海洋大学博士後期課程了。博士 (工学)。平 19 本会通信ソサイエティ活動功労賞。現在, 独立行政法人電子航法研究所主任研究員, GPS による航空機の進入着陸システムの研究, 準天頂衛星による GPS 補強システムの研究に従事。



武市 昇 (正員)

平 9 東大・工・航空宇宙卒。平 11 同大大学院修士課程了。平 14 同大大学院博士課程了。博士 (工学) の学位を授与。同年宇宙開発事業団 (現宇宙航空研究開発機構)。平 18 電子航法研究所。準天頂衛星を用いる高精度測位補正システムの研究開発に従事。平 13 International Astronautical Federation Congress Luigi G. Napolitano Award。平 16 日本航空宇宙学会賞奨励賞。日本航空宇宙学会会員。



伊藤 憲 (正員)

東工大大学院修了後, 運輸省電子航法研究所 (現独立行政法人電子航法研究所) 入所。衛星航法システムの研究に従事。現在, 準天頂衛星を用いる高精度測位補正システムの開発を担当。