

次世代 SBAS のためのエフェメリスメッセージ

坂井 丈泰^{* a)}

Ephemeris Message for the Next Generation SBAS

Takeyasu SAKAI^{* a)}

あらまし 現在規格化作業が行われている次世代 SBAS (Satellite-Based Augmentation System) では, SBAS 信号を送信する衛星について静止衛星のみならず準天頂衛星を含む非静止衛星も許容される見込みである. ところが, 規格案中の SBAS 衛星エフェメリスに含まれるクロック補正パラメータについては非静止衛星について十分に考慮されておらず, 定義域が不足することがわかった. この点を改善するために, クロック補正パラメータについてビット数を増やす一方で他のパラメータのビット数を削減するようエフェメリスメッセージの見直しを行ったので, その結果を報告する.

Abstract The next generation SBAS Satellite-Based Augmentation System being discussed for international standardization is likely allowed to be transmitted from non-geostationary satellites as well as geostationary satellites. However, it is found that the clock correction parameters in the SBAS ephemeris message of the latest draft standards do not have enough dynamic range for non-geostationary satellites. The author has investigated a revision of the message to solve this point by adjustment of the number of bits for each ephemeris parameter and here reports the discussion.

キーワード SBAS, DFMC, エフェメリス

Keyword SBAS, DFMC, ephemeris

1. まえがき

GPS に代表される衛星航法システムは GNSS と総称され, 現在は GPS 以外にもロシアの GLONASS が利用できる. これら以外にも衛星航法システムの整備が進められており, 欧州の Galileo, 中国の BeiDou, そして我が国による準天頂衛星システム (QZSS) がある. いずれも, GNSS 衛星が送信する測距信号を受信機により受信処理し, 衛星-受信機間の距離を測定することで受信機の位置を算出するものである.

航空用途で GNSS を利用するには, 完全性 (integrity: インテグリティ) を確保する機能の追加が必要とされる. これを行うのが補強システムであり, ICAO (International Civil Aviation Organization: 国際民間航空機関) は, 人工衛星を経由して補強情報を伝送する SBAS (Satellite-Based Augmentation System), 滑走路付近の地上施設から VHF 無線により補強情報を伝送する GBAS (Ground-Based Augmentation System), そして機上装置のみにより補強を行う ABAS (Aircraft-Based Augmentation System) の 3 種類の補強システムを規格化している. このうち, SBAS の特徴は広い地理的範囲に対して均一なサービスを提供できることであり, 米国 WAAS, 我が国の MSAS, 欧州 EGNOS, そしてインドによる GAGAN がすでに

稼働している.

現行の SBAS は単一の GNSS (具体的には GPS と GLONASS のいずれか) 及び単一の周波数を補強対象としており, 静止衛星から補強情報を伝送することとされている. これに対して, 近年, 複数の GNSS 及び周波数に対応した次世代 SBAS の検討が進められており, すでに具体的な規格化作業が行われている. この新規格では, SBAS 信号を送信する衛星について静止衛星のみならず準天頂衛星を含む非静止衛星も許容される見込みであるが, 規格案中の SBAS 衛星エフェメリスメッセージに含まれるクロック補正パラメータについては非静止衛星の特性が十分に考慮されておらず, 定義域が不足することがわかった.

本論文では, この点を改善できるエフェメリスメッセージについて述べる. 以下, 第 2 章で規格化作業の概要について述べ, 第 3 章では規格案中のエフェメリスメッセージの問題点とそれを解決する修正案について説明する. 修正案については, 規格化作業の進行状況を踏まえ, 修正量が少なくなるよう配慮した. この修正を施したメッセージについて特性を評価した結果について, 第 4 章にて報告する. なお, 2017 年 10 月に ICAO が開催した規格化会議において本論文に述べるメッセージフォーマット案を提案し, 了承されている.

2. 次世代 SBAS の規格化

民間航空機の航行支援施設については, ICAO の設置根拠である国際民間航空条約 (シカゴ条約) の第 10 附属書 (Annex 10: Aeronautical Telecommunications) により国際標準規格が定められている. 2001 年に発効したこれの第 76 改訂 (Amendment 76) [1] において, GNSS に関する SARPS

^{*}国立研究開発法人海上・港湾・航空技術研究所 電子航法研究所

〒182-0012 東京都調布市深大寺東町 7-42-23
Electronic Navigation Research Institute, National
Institute of Maritime, Port and Aviation Technology
7-42-23 Jindaiji-Higashi, Chofu-Shi, Tokyo, 182-0012
a) sakai@mpat.go.jp

(Standards and Recommended Practices:標準及び勧告方式)がはじめて導入された。これが民間航空機が利用できるGNSS自体の仕様を定めている国際標準規格であり、GPS及びGLONASSとあわせて補強システムとしてSBAS・GBAS・ABASが規定されている。補強システムに対する呼称として、GPS及びGLONASSはコアシステムと呼ばれる。

一方、SBAS対応受信機の規格としては、RTCAによる米国内規格としてDO-229 MOPS (Minimum Operational Performance Standards)が1996年に制定されている(最新版は2016年のRevision E)[2]。これはGPSを担当するSC-159が中心となってまとめられたもので、形式的には米国内規格であるものの、実質上はSBAS対応受信機の標準規格といえる。付録AとしてWAASの信号仕様が掲載されており、当然ながらICAO SBASとほぼ同一の内容となっている。

米国は1992年、欧州及び日本は1993年にSBASを整備することを決定しており、その後の米国の呼びかけにより日米欧のSBASプロバイダによるSBAS IWG (Interoperability Working Group) 会合が開催されることとなった。初回会合は1997年に米国スタンフォード大学にて開催され、ICAOにおける規格化作業の補完的役割を担った。GNSS SARPSの発効後、米国WAASは2003年、我が国のMSASは2007年、そして欧州のEGNOSは2011年にそれぞれ運用を開始した。

2001年にGNSS SARPSが発効したことで、現行SBAS(L1 SBAS)の規格化作業は一段落となった。これを受けた形で、2004年の第13回SBAS IWG会合では、次世代規格として二周波数SBASを検討対象とすることが提案された。当時すでに、電離圏伝搬遅延の影響により低磁気緯度地域では現行SBASで十分な性能を得られないことが認識されていたのである。しばらくの間はSBASを二周波数化した場合の性能解析などの報告があり、2012年頃から新規格の具体案が議論されるようになった。2015年の第28回会合で欧州主導によるICD (interface control document) 案が提示され、欧米案の一本化を経たのち、翌年秋の第31回会合に提出されたICD案[3]をICAOに提案することに参加各国(日米欧に加え、SBASを整備・計画中のインド・ロシア・韓国・中国他)が合意した。これがL5 SBASであるが、二周波数及び複数コアシステムに対応しているという意味でDFMC (Dual-Frequency multi-Constellation) SBASと呼ばれることもある。

ICAOにおいてGNSS SARPSを担当するNSP(Navigation Systems Panel)会議は、SBAS IWG会合における議論を受けて、2016年5月にDFMC SBAS SARPS分科会(DS2 SG)を設置した。GSA(European GNSS Agency)からの出席者を座長とするDS2 SGにおける議論を踏まえて、同年12月に開催された第3回NSP本会議からSBAS IWGが作成したICD案の審議を開始しており、現在は2018年末の制定を目指して作業が進められているところである[4][5]。

L5 SBASのメッセージ構造はL1 SBASのものを踏襲しており、図1のとおりである。メッセージ全体は250ビットから構成され、メッセージタイプ及びCRCパリティのビット数はL1 SBASと同一であるが、プリアンブルが8ビットから4ビットに短縮され



図1 L5 SBASのメッセージの構造
Figure 1 Structure of L5 SBAS Message.

表1 メッセージタイプ39(現状)

Table 1 The current definition of Message Type 39.

Data Content	Bits Used	Effective Range	Resolution
Satellite Slot Delta	6	1 to 39	1
IODG	2	0 to 3	1
SBAS Provider ID	5	0 to 31	1
C_{uc}	22	$\pm 1.57 \times 10^{-4}$	$\pi \times 2^{-22} \times 10^{-4}$ rad
C_{us}	22	$\pm 1.57 \times 10^{-4}$	$\pi \times 2^{-22} \times 10^{-4}$ rad
Idot	22	$\pm 3.67 \times 10^{-6}$	$\frac{7}{6} \pi \times 2^{-21} \times 10^{-6}$ rad/s
a	32	6370000 to 49319673	0.01 m
ω	35	$\pm \pi$	$\pi \times 2^{-34}$ rad
Ω_0	35	$\pm \pi$	$\pi \times 2^{-34}$ rad
M_0	35	$\pm \pi$	$\pi \times 2^{-34}$ rad
Total	216	—	—

表2 メッセージタイプ40(現状)

Table 2 The current definition of Message Type 40.

Data Content	Bits Used	Effective Range	Resolution
IODG	2	0 to 3	1
I	34	0 to π	$\pi \times 2^{-34}$ rad
e	31	0 to 1	2^{-31}
t_{0e}	13	0 to 131056	16 s
a_{GR0}	15	± 327.68 ($\pm 1.093 \times 10^{-6}$ s)	0.02 m
a_{GR1}	11	± 0.0512 ($\pm 1.708 \times 10^{-10}$ s/s)	5×10^{-5} m/s
Covariance parameters	99	—	—
DFREI	4	0 to 15	1
δR_{CORR}	4	0 to 1	1/15
Spare	3	—	—
Total	216	—	—

るとともにデータ領域が212ビットから216ビットに拡大されて

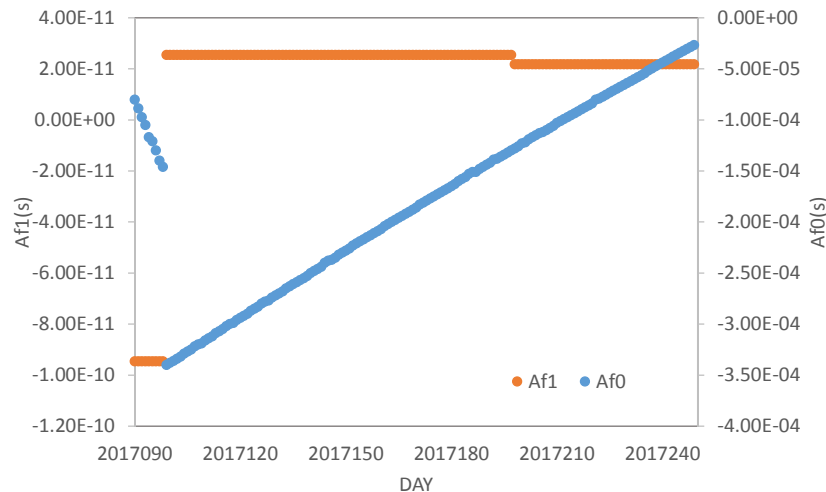


図2 準天頂衛星アルマナック情報におけるクロック補正パラメータの例
Figure 1 Sample of clock correction parameters in QZSS almanacs.

いる。従って、L5 SBAS のすべてのメッセージは、データ部分を 216 ビット以内に納める必要がある。

3. SBAS エフェメリスメッセージ

L5 SBAS には DFMC 補強機能及びレンジング機能があるが、このうちレンジング機能を実現するためにエフェメリスメッセージが定義されている。同様にレンジング機能を有する L1 SBAS ではメッセージタイプ (Message Type, MT) 9 により SBAS 衛星のエフェメリス情報が送信されるが、L5 SBAS では MT 39 及び 40 が用いられる。これら 2 つのメッセージに 1 つの衛星のエフェメリス情報が分割して収容され、両メッセージは IODG パラメータによって結び付けられる。

L5 SBAS でこのように大幅にメッセージ構成が変更されている理由は、L1 SBAS では静止衛星の座標のみを送信していたのに対して、L5 SBAS では非静止衛星にも対応するためにケプラー要素を送信することとしたためである。

3.1 エフェメリスメッセージの構成とその問題点 2017 年 8 月の DS2 SG 会合に提出された SARPS 案における MT39/40 の定義(データ部)は、表 1 及び表 2 のとおりであった[5]。このメッセージフォーマットの原案は米国スタンフォード大学により作成されており[6]-[9]、ケプラー要素によりさまざまな軌道を表現できるよう設計されている。クロック補正パラメータ a_{G0} 及び a_{G1} については L1 SBAS の規格と同じく 15 ビット及び 11 ビットが割り当てられており、これらの定義域は、 a_{G0} で $\pm 1.093 \times 10^{-6}$ s、 a_{G1} については $\pm 1.708 \times 10^{-10}$ s/s とされている。

一方、準天頂衛星が L1C/A 信号にて送信する航法メッセージに含まれるクロック補正パラメータの形式は GPS と同一であり、表 3 のとおり定義されている[10][11]。このうち a_2 は使用されておらず、常に 0 がセットされている。パラメータの定義域は、 a_0 で $\pm 2^{-10}$ s $\approx 9.766 \times 10^{-4}$ s、 a_1 は $\pm 2^{-28}$ s/s $\approx 3.725 \times 10^{-9}$ s/s であり、いずれも表 2 の SBAS エフェメリスにおける a_{G0} 及び a_{G1} の定義域には収まっていない。図 2 は実際の準天頂衛星 1 号

機における a_0 及び a_1 の数値例であるが、 a_1 については a_{G1} の定義域の範囲内であるものの、 a_0 は a_{G0} の定義域に収まっていないことがわかる。

一般に、航法衛星は軌道制御の際に同時にクロックの調整を実施する。静止衛星の場合は静止位置を一定範囲内に保持する必要性から軌道制御の頻度が高く、従ってクロック補正パラメータの範囲を狭くしても問題はないが、本来は軌道制御の頻度を抑えたほうが航法衛星としてのアベイラビリティを高くできる。このため、GPS や準天頂衛星では、軌道制御の頻度を抑えるためにクロック補正パラメータの範囲を広く設定しているのである。従って、準天頂衛星に限らず、非静止衛星による航法衛星については少なくとも表 3 と同程度のクロック補正範囲を確保する必要があるものといえる。

なお、現在のところ非静止衛星による L5 SBAS を検討しているのは日本だけであるが、国際標準案の議論をしている立場上、対象を準天頂衛星とせず、GPS 等も含む非静止衛星全般の問題として議論するよう配慮した。

3.2 ビット数を削減可能なパラメータの検討 MT39/40 のクロック補正パラメータの定義域を表 3 に示されている程度に拡大するためには、表 2 の a_{G0} 及び a_{G1} について、それぞれ 10 ビット及び 5 ビットを追加する必要がある。表 1 及び表 2 の MT39/40 では予備ビットが 3 ビットしかなく、 a_{G0} 及び a_{G1} のビット数を増やすためには他のパラメータのビット数を減らす必要がある。このため、現状では分解能に余裕があり、ビット数を削減しても問題ないと思われるパラメータを検討する。

ビット数の削減により軌道情報の分解能が劣化することになるが、それを許容するか否かは、L5 SBAS の補正情報の分解能が 0.0625 m (衛星位置) 及び 0.03125 m (クロック) とされている点[3][5]に照らして判断する。以下、静止衛星の軌道半径を a_{GEO} とする。

(1) **MT39 の Satellite Slot Delta** MT39/40 は SBAS メッセージを送信している衛星自身のエフェメリス情報であるか

表3 準天頂衛星及び GPS の L1 C/A 信号航法メッセージ
におけるクロック補正パラメータ

Table 3 The clock correction parameters in QZSS and GPS L1
C/A navigation messages.

Data Content	Bits Used	Effective Range	Resolution
a_{f0}	22	$\pm 2^{-10}$ (± 292.7661 km)	2^{-31} s (0.14 m)
a_{f1}	16	$\pm 2^{-28}$ (± 1.12 m/s)	2^{-43} s/s (3.4×10^{-5} m/s)
a_{f2}	8	$\pm 2^{-48}$ ($\pm 1.07 \times 10^{-6}$ m/s ²)	2^{-55} s/s ² (8.32×10^{-9} m/s ²)

ら、元来 PRN 番号をメッセージに含める必要はない。L1 SBAS で SBAS エフェメリスを送信する MT9 には PRN 番号が含まれており、これをチェックすることで相互相関による別 PRN コードへの誤ロックの対策とすることが MOPS で規定されている[2]。この経緯から、L5 SBAS の MT39/40 についても PRN 番号に相当するパラメータとして Satellite Slot Delta (SBAS 衛星の PRN 番号から 119 を減じた値) が規定されている。

ただし、MT39/40 はレンジング機能のない SBAS の場合はオプションとされている。MT47 の SBAS アルマナック情報にも Satellite Slot Delta があることから、相互相関の対策は MT47 によることが適当といえる。相互相関対策のチェックを MT47 により行うこととすれば、MT39 の Satellite Slot Delta については削除することができる。

しかしながら、相互相関のチェック方式の一つとしてレンジング機能のある SBAS では MT39 を使用する方法が EUROCAE MOPS 案に記載されており、これをレンジング機能のない SBAS と同様の MT47 に改める必要がある。また、従前の L1 SBAS の場合との整合性を問われる可能性がある。

(2) 軌道半径 a 軌道半径については、0.01 m の分解能が規定されているが、補正情報の分解能に照らしてここまで高い分解能は不要と思われる。軌道半径 a の分解能を 0.02 m にすることで、1 ビットを減らすことができる。

(3) 角度パラメータ ω , Ω_0 , M_0 , I これらの角度パラメータについては、 $\pi \times 2^{-34}$ rad の分解能が規定されている。この分解能を静止軌道における長さに変換すると、

$$a_{GEO} \times \pi \times 2^{-34} \text{ rad} \doteq 0.0077 \text{ m} \quad (1)$$

となっている。ここまで高い分解能は必要なく、1 ビットを減らしてよいと考える。なお、GPS では等価なパラメータの分解能は 2^{-31} semi-circle とされており、GPS の軌道半径における換算値は 0.0124 m 程度である。

(4) 補正係数 C_{us} , C_{uc} 補正係数 C_{us} 及び C_{uc} については、 $\pi \times 2^{-22} \times 10^{-4}$ rad の分解能が規定されている。この分解能を静止軌道における長さに変換すると、

$$a_{GEO} \times \pi \times 2^{-22} \times 10^{-4} \text{ rad} \doteq 0.0032 \text{ m} \quad (2)$$

となっている。これは過剰な分解能であり、3 ビットを減らしてよいと考える。なお、GPS では等価なパラメータの分解能は 2^{-29} semi-circle とされており、GPS の軌道半径における換算値は

表4 各パラメータのビット数削減可能性

Table 4 Possible truncation of the number of bits for each
ephemeris parameter.

Parameter	Resolution at geostationary orbit	Resolution in GPS navigation message	Recommendation
Satellite Slot Delta	—	—	No change
A	0.01 m	—	Δ 1 bit
ω , Ω_0 , M_0 , I	0.0077 m	0.0124 m	Δ 1 bit
C_{us} , C_{uc}	0.0032 m	0.0495 m	Δ 3 bits
Idot	0.0451 m @ 612 s	0.0217 m @ 2 h	No change
E	11.3 mm @ $e=0.5$	1.785 mm @ $e=0.5$	Δ 1 bit
t_{oe}	—	—	No change

0.049 m 程度である。

(5) 軌道傾斜角変化率 $Idot$ 軌道傾斜角変化率については、 $7\pi/6 \times 2^{-21} \times 10^{-6}$ rad の分解能が規定されている。メッセージのタイムアウトまでの時間の最大値 612 秒を考慮してこの分解能を静止軌道における長さに変換すると

$$a_{GEO} \times \frac{7}{6} \pi \times 2^{-21} \times 10^{-6} \text{ rad} \times 612 \text{ s} \doteq 0.0451 \text{ m} \quad (3)$$

となっている。この分解能は高いものではないから、 $Idot$ については現状のビット数を維持すべきである。GPS では等価なパラメータの分解能は 2^{-43} semi-circle/s とされており、エフェメリスの有効時間を 2 時間としたとき、GPS の軌道半径における換算値は 0.0217 m 程度である。

(6) 離心率 e 離心率については、 2^{-31} の分解能が規定されている。これを変化させた場合の楕円軌道の短半径 b への影響を評価すると、

$$\frac{db}{de} = -\frac{a_{GEO} \cdot e}{\sqrt{1-e^2}} \quad (4)$$

より、離心率 e の分解能を Δe と書けば、

$$\Delta b = \frac{db}{de} \Delta e = \begin{cases} 0 & (e = 0) \\ -0.00197 & (e = 0.1) \\ -0.0192 & (e = 0.7) \end{cases} \quad (5)$$

となっている。この分解能は高いものではないが、 $Idot$ の分解能と比べれば、1 ビットを減らしても差支えないと考える。定義域については、GPS と同様に 0~0.5 とすることも考えられるが、モルニヤ軌道 ($e \doteq 0.7$) のような長楕円軌道もあり得ることから、現状を維持する。GPS では等価なパラメータの分解能は 2^{-33} とされ、定義域は 0~0.5 である。

(7) エポック時刻 t_{oe} エフェメリス情報のエポック時刻については 16 秒の分解能が規定されており、これは L1 SBAS 及び GPS 航法メッセージと同じ値である。エポック時刻についてはそれほど詳細な分解能はなくても差支えないと思われること

表 5 メッセージタイプ 39 (提案)

Table 5 The proposed definition of Message Type 39.

Data Content	Bits Used	Effective Range	Resolution
Satellite Slot Delta	6	1 to 39	1
IODG	2	0 to 3	1
SBAS Provider ID	5	0 to 31	1
C _{uc}	19	$\pm 1.57 \times 10^{-4}$	$\pi \times 2^{-19} \times 10^{-4}$ rad
C _{us}	19	$\pm 1.57 \times 10^{-4}$	$\pi \times 2^{-19} \times 10^{-4}$ rad
Idot	22	$\pm 3.67 \times 10^{-6}$	$\frac{7}{6} \pi \times 2^{-21} \times 10^{-6}$ rad/s
ω	34	$\pm \pi$	$\pi \times 2^{-33}$ rad
Ω_0	34	$\pm \pi$	$\pi \times 2^{-33}$ rad
M_0	34	$\pm \pi$	$\pi \times 2^{-33}$ rad
a _{G0}	25	± 335544.32 ($\pm 1.119 \times 10^{-3}$ s)	0.02 m
a _{G1}	16	± 1.31072 ($\pm 4.372 \times 10^{-9}$ s/s)	4×10^{-5} m/s
Total	216	—	—

表 6 メッセージタイプ 40 (提案)

Table 6 The proposed definition of Message Type 40.

Data Content	Bits Used	Effective Range	Resolution
IODG	2	0 to 3	1
I	33	0 to π	$\pi \times 2^{-33}$ rad
e	30	0 to 1	2^{-30}
a	31	6370000 to 49319673	0.02 m
t _{0e}	13	0 to 131056	16 s
Covariance parameters	99	—	—
DFREI	4	0 to 15	1
δR_{CORR}	4	0 to 1	1/15
Total	216	—	—

から、2～3 ビット程度を減らすことは可能である。ただし、既存規格及び GPS と異なる値とすることについて、整合性を問われる可能性がある。

以上の検討結果を表 4 にまとめる。

3.3 相対論補正 SBAS 衛星に関して測定された擬似距離については、受信機内部処理において相対論補正が含まれない。従って、相対論効果については補正值を含めて送信する必要がある。

一般に、非静止衛星では離心率が 0 ではないことから、そのような衛星から送信される測距信号については相対論補正項の大きさについて評価する必要がある。準天頂衛星において

も相対論効果のうち定数部分については GPS と同様にクロック周波数を調整することで対応されているから、残る周期項

$$\Delta t_r = -\frac{2e\sqrt{\mu a}}{c^2} \sin E_k \quad (6)$$

について、クロック補正パラメータに含めて補正できる必要がある[11]。ここで、 a は軌道半径、 e は離心率である。準天頂衛星の軌道半径について $e=1$ として式(6)で絶対値が最大となる場合を評価すると、 $\Delta t_r = -3.12 \times 10^{-6}$ s となる。

3.4 SBAS エフェメリスメッセージの新しいフォーマット案

以上の議論を踏まえたうえで、すでに規格化作業が進んでいる MOPS 等の関連文書へのインパクトが大きくなるように配慮した SBAS エフェメリスメッセージのフォーマット案を作成することとした。

関連文書に対するインパクトの観点から、Satellite Slot Delta 及びエポック時刻については現状を維持する。その他の一部のパラメータのビット数を削減したうえで 2 つのメッセージの間でパラメータの入替えを行い、a_{G0} 及び a_{G1} のビット数をそれぞれ 10 ビット及び 5 ビットだけ拡大した MT39/40 のフォーマット案を、表 5 及び表 6 に示す。

4. 特性評価

表 5 及び表 6 に示した SBAS エフェメリスメッセージの新しいフォーマット案においては、一部のパラメータのビット数を削減していることから、現状のメッセージ(表 1 及び表 2)と比べて表現できる衛星軌道の分解能が低下しており、エフェメリスから計算される衛星位置の精度が劣化しているものと思われる。メッセージフォーマットの変更を提案するにあたり、この劣化の程度を評価しておく必要がある。

このため、実際に航法衛星として利用されている衛星軌道を表 7 のとおり対象として、モンテカルロシミュレーションを実施した。シミュレーションの試行回数は 100 万回である。各試行について、軌道要素について 3%(1- σ 値)の摂動を与えて基準軌道を作成し、これに量子化誤差を与えて作成した軌道について、乱数で与えた時刻における基準軌道からの変位を求める。変位は絶対値で評価するとともに、47 都道府県の県庁所在における視線方向成分の最大値も評価対象とした。

シミュレーションの結果を表 8 に示す。視線方向成分について、現状のフォーマット案でも RMS で 1 cm 程度、最大で 4.6 cm 程度の量子化誤差を生じる。これに対して、新フォーマット案では RMS で 1.3 cm 程度、最大でも 5.4 cm 程度であった。絶対変位についても劣化分は 0.5 cm 以下であり、L5 SBAS の補正情報の分解能が衛星位置について 6.25 cm である点 [3][5]に照らせば、この程度の劣化は許容できるものとする。

なお、SBAS エフェメリスメッセージにより計算された衛星位置に多少の誤差が含まれている場合にあって、擬似距離に対する影響はこの誤差の視線方向成分に限られる。さらに、測定された擬似距離はクロック補正パラメータ a_{G0} により 2 cm の分解能をもって補正されることになるから、表 8 の量子化誤差がユーザの測位誤差に及ぼす影響はきわめて小さい。

表 7 シミュレーションの対象とした衛星軌道

Table 7 Navigation satellites for Monte Carlo simulation.

Constellation	# of satellites	Assumption
GPS	31	GPS almanac on 2017-9-28
Galileo	15	Galileo almanac on 2017-9-29
QZSS	3	Nominal 3-IGSO configuration
GEO	3	@135E, @140E, and @145E

表 8 SBAS エフェメリスメッセージによる量子化誤差

Table 8 Quantization error in satellite position derived from MT39/40

MT39/40 Format	Constellation	3-D Difference		Line-of-Sight in Japan	
		RMS [m]	MAX [m]	RMS [m]	MAX [m]
Current Format	GPS	0.0406	0.1866	0.0094	0.0459
	Galileo	0.0495	0.1985	0.0088	0.0440
	QZSS	0.0335	0.1319	0.0069	0.0303
	GEO	0.0624	0.2665	0.0067	0.0356
Proposed Format	GPS	0.0432	0.1878	0.0115	0.0559
	Galileo	0.0515	0.2023	0.0111	0.0544
	QZSS	0.0370	0.1357	0.0131	0.0439
	GEO	0.0644	0.2705	0.0124	0.0490

5. むすび

現在規格化作業が進められている次世代 SBAS では、準天頂衛星を含む非静止衛星による SBAS 信号の送信が許容される見込みである。ところが、現状の規格案では、SBAS 衛星エフェメリスに含まれるクロック補正パラメータについて非静止衛星の特性が十分に考慮されておらず、定義域が不足する問題がある。この点を解消するよう、クロック補正パラメータについてビット数を増やす一方で他のパラメータのビット数を削減した新しいメッセージフォーマット案を検討するとともに、これを採用した場合の衛星位置精度の劣化についてモンテカルロシミュレーションを実施して特性を評価した結果、劣化の程度は許容できる水準にあるものと判断した。

この検討結果にもとづいて、2017 年 10 月に ICAO が開催した規格化会議において本論文に述べるメッセージフォーマット案を提案した[12]。議論の結果、本提案は修正なく了承され、提案通りの内容にて規格化される見込みである。

謝 辞

本論文にて報告した検討を進めるにあたり、米国スタンフォード大学の Todd Walter 博士及び Tyler Reid 博士より有用な助言をいただいた。

(平成 29 年 11 月 14 日受付, 平成 30 年 1 月 12 日再受付)

文 献

- [1] Amendment 76 to Annex 10 Aeronautical Telecommunications, International Standards and Recommended Practices, ICAO, Nov. 2001.
- [2] Minimum Operational Performance Standards for Airborne Equipment Using Global Positioning System/Wide Area Augmentation System, RTCA, DO-229, Jan. 16, 1996.
- [3] SBAS L5 DFMC Interface Control Document (SBAS L5 DFMC ICD), Issue 1, Rev. 3, SBAS IWG, Oct. 2016.
- [4] DFMC SBAS SARPS - Part A Draft Version 1.0, ICAO NSP JWG/2, WP/5, June 2017.
- [5] DFMC SBAS SARPs PART B - Proposed Draft Version 0.5, ICAO NSP DS2 SG, WP/3, April 2017.
- [6] T. Reid, T. Walter, and P. Enge, "L1/L5 SBAS MOPS Ephemeris Message to Support Multiple Orbit Classes," Proc. Int'l Tech. Meeting of the Institute of Navigation, San Diego, CA, Jan. 2013.
- [7] T. Reid, T. Walter, and P. Enge, "Qualifying an L5 SBAS MOPS Ephemeris Message to Support Multiple Orbit Classes," Proc. 26th Int'l Tech. Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2013), Nashville, TN, Sept. 2013.
- [8] T. Reid, T. Walter, P. Enge, and T. Sakai, "Orbital Representations for the Next Generation of Satellite-Based Augmentation Systems," GPS Solutions, vol.20, no.4, pp.737–750, 2016.
- [9] T. Reid, "Orbital Diversity for Global Navigation Satellite Systems," Ph. D. Thesis, Stanford University, June 2017.
- [10] Quasi-Zenith Satellite System Interface Specification: Satellite Positioning, Navigation and Timing Service, IS-QZSS-PNT-001, March 2017.
- [11] Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, IS-GPS-200, Rev. H, Sept. 2013.
- [12] T. Sakai, "SBAS Ephemeris Clock Correction," ICAO NSP/DS2SG, Montreal, Canada, Oct. 2017.

著者紹介

坂井 文泰 (正員) 平 8 早大院修士課程了。同年運輸省電子航法研究所入所。現在、海上・港湾・航空技術研究所電子航法研究所航法システム領域上席研究員。衛星航法システムの航空機応用に関する研究に従事。平 14～15 米国スタンフォード大学客員研究員, 平 18～東京海洋大学客員准教授, 平 26～宇宙航空研究開発機構主幹研究開発員。平 18 IEEE AES 優秀論文賞, 平 19 米国航法学会 ION GNSS 優秀論文賞。博士(工学)。内閣府準天頂衛星システム事業推進委員会委員。