

時間経過を考慮した GPS コンティニュイティの計算法

坂井 丈泰^{†a)} 惟村 和宣[†]

Computation of GPS Continuity with Consideration of Progress of Time

Takeyasu SAKAI^{†a)} and Kazunobu KOREMURA[†]

あらまし 航空機の航法システムとして GPS (全地球的測位システム) に代表される衛星航法システムを利用するための検討が, ICAO (国際民間航空機関) により進められている。航空機に使用される航法システムについては, 高い精度の航法情報を提供するだけでなく十分な信頼性を確保する必要があり, この点にも配慮して慎重に仕様が検討されている。航法システムの信頼性を示す指標の一つはコンティニュイティ (連続性) と呼ばれ, システムが規定の時間にわたって連続して動作する確率である。GPS のコンティニュイティについては, 航空機の進入着陸フェーズに適用可能な計算方法を既に明らかにしたところであるが, 進入着陸フェーズと比べて長い時間に関するコンティニュイティが要求される航空路上のような飛行フェーズにおいては, GPS 衛星及び航空機の移動を考慮する必要があることから, 同じ方法でコンティニュイティを算出することはできない。このため, こうした飛行フェーズの航空機にも適用可能とするため, 時間の経過を考慮したコンティニュイティの計算法を提示し, 試算を行った結果を報告する。

キーワード GPS, 衛星航法, 信頼性, 航行エレクトロニクス, 航空

1. ま え が き

民間航空機の航法システムについて国際標準を定める役割を担う ICAO (International Civil Aviation Organization ; 国際民間航空機関) では, 航空機の運航に必要な性能を有する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) と呼び, その標準仕様の制定作業が現在最終段階を迎えている。GNSS は人工衛星のほかに機上受信機や地上モニタ施設などをも含めて定義されており, 具体的な姿としては, 米国の衛星測位システムである GPS (Global Positioning System ; 全地球的測位システム) をベースとして, これに所要の性能を達成するための補強システムを追加する構成が考えられている。

GNSS の利点の一つは, 全地球的な覆域を有し, 地上施設のない空域に対しても均一なサービスを提供できることである。現在のところ, 地上に航行援助施設を設置できない洋上空域においては慣性航法装置が唯

一の航法手段となっているが, GNSS はこのような空域にある航空機に対しても精度の良い位置情報を与えることができる。GNSS のいま一つの特長は, 航空機の離陸後, 航空路上からターミナル空域, 更に進入着陸までのすべての飛行フェーズで同一の航法システムを利用できることである。現状では航法システムごとに使用可能な飛行フェーズが決まっており, 適切な航法システムを選択しながら飛行することとされている。つまり, GNSS は, 覆域内にあるすべての航空機に対して, 大部分 (将来的にはすべて) の飛行フェーズについて適用可能な航法手段を提供するシステムである。

さて, 航空機が使用する航法システムには第一に所要の航法精度を保証することが求められるが, このほかに十分な信頼性を確保することも重要である [1]。この点について GNSS も例外ではなく, 従来の航法システムにならって, ICAO により慎重に検討が行われているところである。特に, 上述したように GNSS は覆域及びサービス範囲がともに広く, 同時に多数の航空機に対して航法サービスを提供することになるため, 信頼性について厳重なチェックが必要である。

こうした背景から, 筆者らは特に進入着陸フェーズにある航空機のための GNSS (GPS) の信頼性の計算法について検討を行い, 報告してきた [2], [3]。具

[†] 独立行政法人電子航法研究所, 調布市
Electronic Navigation Research Institute, Chofu-shi, 182-0012 Japan

a) E-mail: sakai@enri.go.jp

体的には、航法システムの信頼性を示す指標として用いられるアベイラビリティ (availability; 有効性) 及びコンティニュイティ (continuity; 連続性) の計算方法を述べた。このうち、アベイラビリティについてはそのまま他の飛行フェーズにも適用可能であるが、コンティニュイティの計算方法は進入着陸フェーズであることが前提とされていた。航空路上など他の飛行フェーズでは進入着陸フェーズに比べて長い時間に関するコンティニュイティが要求されることから、進入着陸フェーズと同じ方法で計算することはできない。

このため、すべての飛行フェーズに対応できるように、コンティニュイティの計算方法を拡張することが必要であった。本論文では、このための検討結果を述べるとともに、提示した計算方法に基づいてコンティニュイティの試算を行った結果を報告する。以下、2. では、進入着陸フェーズを含むすべての飛行フェーズに適用可能なコンティニュイティの計算法を与える。この計算にあたり必要となる航空機の移動モデルについて 3. に述べ、4. に計算例を示す。最後に、5. で結論を述べる。

2. コンティニュイティの計算

GNSS による航法システムの性能要件については、ICAO に設置された GNSSP (GNSS Panel) 会議において検討が進められている。ここでの性能要件に述べられている信頼性に関する指標について説明し、これらのうちコンティニュイティの計算方法を述べる。

2.1 航法システムの信頼性

GNSSP に提出されている要件案では、GNSS による航法システムの性能要件を次に示す 4 つの指標で規定しており、このうち精度を除く 3 つの指標が信頼性に直接関係する [4], [5]。

(1) 精度 (accuracy)

操縦誤差を除外した、航法装置の出力する位置情報の絶対精度。95%信頼区間で表現される。

(2) インテグリティ (integrity; 完全性)

システムから利用者に対して提供される情報に誤りがないことを保証する能力あるいはその確率。システムが利用できない場合に利用者迅速かつ正確な警報を与える能力も含まれる。

(3) コンティニュイティ

所要の航法サービスが規定の時間にわたって継続して受けられる確率。

(4) アベイラビリティ

ある時点で航法システムが使用可能である確率、あるいはその時間的割合。

1999 年に開催された前回の GNSSP における性能要件案を、表 1 に示す。表には、必要とされる性能が航空機の飛行フェーズ別に規定されている。出発からエンルート (enroute; 航空路)、ターミナル空域、非精密進入に至るまでの飛行フェーズにおいては垂直方向に関する規定はなく、GNSS は水平方向のみの航法情報を提供する。垂直誘導付きの非精密進入フェーズ及び精密進入フェーズについては垂直方向の航法精度が規定されており、最終的には DH (Decision Height; 決心高度) 60 m まで航空機を誘導することが可能である。すなわち、エンルートから ILS カテゴリー I 精密進入に至るまでの飛行フェーズについては GNSS を航法システムとして利用できることになるが、これは米国の WAAS (Wide Area Augmentation System) や我が国の MSAS (MTSAT Satellite-Based Augmentation System; MTSAT: Multi-Functional Transport Satellite; 運輸多目的衛星) といった SBAS (Satellite-Based Augmentation System; 静止衛星型衛星航法補強システム) を使用して GPS を補強することにより実現可能とされている。

60 m より低い DH あるいは滑走路面 (カテゴリー II/III に対応) まで航空機を誘導するには、地上ベースの局地的な補強システムが必要と考えられている。GBAS (Ground-Based Augmentation System; 地上

表 1 GNSS の性能要件案 [6]
Table 1 Draft requirements for GNSS performance.

| 飛行フェーズ | 測位精度 [m] | | インテグリティ | コンティニュイティ | アベイラビリティ |
|----------------|----------|-----------|--|------------------------------------|-----------------|
| | 水平方向 | 垂直方向 | | | |
| エンルート | 3.7k | — | $1 - 10^{-7}/h$ | $1 - 10^{-4}/h \sim 1 - 10^{-8}/h$ | 0.99 ~ 0.99999 |
| ターミナル | 740 | — | $1 - 10^{-7}/h$ | $1 - 10^{-4}/h \sim 1 - 10^{-8}/h$ | 0.999 ~ 0.99999 |
| 非精密進入, 出発 | 220 | — | $1 - 10^{-7}/h$ | $1 - 10^{-4}/h \sim 1 - 10^{-8}/h$ | 0.99 ~ 0.99999 |
| 垂直誘導付き非精密進入-I | 220 | 20 | $1 - 2 \times 10^{-7}/\text{approach}$ | $1 - 8 \times 10^{-6}$ in any 15 s | 0.99 ~ 0.99999 |
| 垂直誘導付き非精密進入-II | 16.0 | 8.0 | $1 - 2 \times 10^{-7}/\text{approach}$ | $1 - 8 \times 10^{-6}$ in any 15 s | 0.99 ~ 0.99999 |
| 精密進入 | 16.0 | 6.0 ~ 4.0 | $1 - 2 \times 10^{-7}/\text{approach}$ | $1 - 8 \times 10^{-6}$ in any 15 s | 0.99 ~ 0.99999 |

型衛星航法補強システム)はこのために構築される補強システムであり, GBAS の詳細な仕様が固まり次第, 対応する性能要件が表 1 に追加される予定となっている。

さて, コンティニューイティの定義は上に述べたとおりであるが, これが安全性に直結する指標であることには注意が必要である。すなわち, コンティニューイティリスク (continuity risk; コンティニューイティが満たされないことによる危険性) とは, 利用者が既に使用中のシステムが事故や故障により突然に使用できなくなる可能性を意味し (このとき, 使用不可能となった事実はインテグリティ機能により利用者に伝達される), コンティニューイティはこのリスクの小ささといえる。このコンティニューイティは移動体の航法システムでは一般に考慮されるべき指標であるが, 特に航空分野においては進入着陸フェーズなど航法情報の中断が許されない局面があることから, 重要視される。

コンティニューイティについてはシステムあるいはサブシステムの MTBF (Mean Time Between Failure; 平均障害間隔) が支配的要因であるが, アベイラビリティの場合は必ずしもそうではなく, MTTR (Mean Time To Repair; 平均修復時間) にも左右される。したがって, MTBF が短くコンティニューイティの低いシステムであっても, アベイラビリティが要求値を満たす可能性がある。こうしたことから, アベイラビリティのみにより安全性を確保することはできず, コンティニューイティによる規定が必要とされている。

2.2 進入着陸フェーズにおけるコンティニューイティ
GNSS のコンティニューイティについては表 1 に要求値が規定されているところであり, 定量的な評価をする必要がある。特に進入着陸フェーズにおけるコンティニューイティは, GNSS あるいは GPS の場合, 次式により計算できる [2], [3]。

$$C_S(x, t | \mathbf{R}, T) = \sum_{f \in \mathcal{F}(x, t)} \frac{C_f(x, t | \mathbf{R}, T; f) p(f)}{A(x, t | \mathbf{R})} \quad (1)$$

ここで, t 及び $x = [x \ y \ z]^T$ は, コンティニューイティを計算する時刻と地点を示す。 \mathbf{R} は測位精度の規定値を表し, 水平及び垂直方向の規定精度 HAR, VAR により $\mathbf{R} = [HAR \ VAR]^T$ と与えられる (表 1 の測位精度に対応する)。

コンティニューイティは規定の時間間隔にわたって継続して航法サービスを受けられる確率であるため, こ

の時間間隔 T が与えられている。ただし, 式 (1) で考えているのは航空機の進入着陸フェーズであることから T は 15 あるいは 30 秒程度と短く^(注1), GPS 衛星や航空機の移動による影響を考慮する必要はない。

N 次元ベクトル $f \in \mathcal{F}(x, t) = \{0, 1\}^N$ は, 要素 f_i が 1 であれば対応する衛星 i が故障していることを表し, $\mathcal{F}(x, t)$ は f のとりうるすべての組合せの集合 (計 2^N 通り) を意味する。 N は可視衛星 (測距信号を受信できる衛星) の数である。可視でない衛星が故障しても測位精度に影響はないから, このような衛星は式 (1) では考慮されない。 $p(f)$ は状況 f の生起確率を表す。

$C_f(x, t | \mathbf{R}, T; f)$ は, ある故障状況 f が与えられたもとの条件付きコンティニューイティを表す。故障状況 $f \in \mathcal{F}(x, t)$ が与えられたとき, それより時間 T の経過後に状況が g になっているものとする。 f から生じうるすべての g について, そのような g に変化する確率 $q(g|f)$ を用いれば, この条件付きコンティニューイティ $C_f(x, t | \mathbf{R}, T; f)$ は

$$C_f(x, t | \mathbf{R}, T; f) = \sum_{g \in \mathcal{F}(x, t)} A_f(x, t | \mathbf{R}; g) q(g|T; f) \quad (2)$$

と計算できる。ここで現れた $A_f(x, t | \mathbf{R}; f)$ は, ある故障状況 f が与えられた場合の条件付きアベイラビリティ, すなわち測位精度が規定値を満足する確率を表す^(注2)。特定の時刻 t 及び地点 x が与えられているから測位精度を見積もることができ, この値は 0 または 1 のどちらかとなる。

$q(g|T; f)$ は状況 f が時間 T のうちに状況 g に変化する確率を表しており, 時間間隔 T の間に衛星が復旧することはないものと仮定すれば,

$$q(g|T; f) = \prod_{i=1}^N \begin{cases} b_i^T, & g_i = 0, f_i = 0 \\ 1 - b_i^T, & g_i = 1, f_i = 0 \\ 1, & g_i = 1, f_i = 1 \\ 0, & g_i = 0, f_i = 1 \end{cases} \quad (3)$$

と書ける。 b_i^T は各衛星が時間 T の間に故障を起こさない確率を表しており, 衛星の MTBF が支配的パラ

(注 1): それぞれ, 現行の ILS (計器着陸装置) カテゴリー I/II, あるいは カテゴリー III における規定。

(注 2): このため, 式 (1) により計算されるのは, 測位精度に関するコンティニューイティである。インテグリティ要件についてもコンティニューイティの計算に含める考え方もあり, その場合は $A_f(\cdot)$ の定義を修正する必要がある。

メータとなる．ある程度事前に行うことができる運用衛星数の増減よりも突発的な衛星の故障による影響が大きいことを考慮して指数分布を用いれば [7]，

$$b_i^T = e^{-T/MTBF_i} \quad (4)$$

となる．

ところで，式 (1) の右辺分母に現れている $A(x, t|\mathbf{R})$ は，時刻 t ，地点 x におけるアベイラビリティを意味しており，

$$A(x, t|\mathbf{R}) = \sum_{f \in \mathcal{F}(x, t)} A_f(x, t|\mathbf{R}; f) p(f) \quad (5)$$

より得られる．この項で除する理由は，コンティニュイティはあくまでも規定の航法精度が引き続き維持される確率であることから時間間隔 T の最初の時点では測位精度は規定値を満たしているとの前提があり，この時点で規定値を満たさないような f については計算に含めないこととするためである．また，この前提により $T = 0$ が与えられた場合はコンティニュイティは 1 とならなければならないが，これは $b_i^T|_{T=0} = 1$ より式 (2) が $C_f(x, t|\mathbf{R}, T; f) = A_f(x, t|\mathbf{R}; f)$ となり， $C_S(x, t|\mathbf{R}, T) = 1$ が導かれることから了解される．

2.3 航空路上におけるコンティニュイティ

注意を要するのは，式 (1) では T が十分に短いものとみなされており，GPS 衛星及び航空機の移動はないものと仮定して取り扱われている点である．これは，実際に T が短く規定される進入着陸フェーズでは有効な仮定であるが，長時間にわたるコンティニュイティを計算するには不都合がある．航空路上やターミナル空域にある航空機については表 1 のとおり T が 1 時間とされており，このように長い時間にわたるコンティニュイティを算出するには，その時間内における GPS 衛星及び航空機自身の移動によりこれらの相対的位置関係が変化することを考慮に入れる必要が生じる．すなわち，式 (1) をそのまま適用することはできない．

T が長い場合にも適用可能なコンティニュイティは，次式により定義できる．

$$\begin{aligned} C_L(x(\tau), t|\mathbf{R}, T) &= \lim_{\Delta T \rightarrow 0} \prod_{k=0}^{T/\Delta T - 1} C_S(x(t+k\Delta T), t+k\Delta T|\mathbf{R}, \Delta T) \end{aligned} \quad (6)$$

この式では，コンティニュイティを定義する時間間隔 T を短い時間 ΔT を単位として区切り，それぞれについて求めたコンティニュイティを乗じることで T 全体にわたるコンティニュイティを算出する．

式 (6) では，時々刻々の航空機の位置が関数 $x(\tau)$ ， $t \leq \tau \leq t+T$ により与えられている．したがって，時刻 t におけるコンティニュイティを得るためには $x(\tau)$ を定める必要があり，逆にいえば，コンティニュイティの最小値は式 (6) を関数 $x(\tau)$ について最小化することにより得られる．すなわち，

$$C_{\min}(t|\mathbf{R}, T) = \min_{x(\tau)} C_L(x(\tau), t|\mathbf{R}, T) \quad (7)$$

と書ける．この最小化における制約条件は，(i) $x(\tau)$ が連続かつ常にサービスエリア \mathcal{X} 内にあること，(ii) 移動速度は常にある最大速度 v_{\max} 以下 (すなわち $|dx(\tau)/d\tau| \leq v_{\max}$) であること^(注3)，となる．

ただし，式 (7) のような非線形の複雑な汎関数の最小化を実行することは困難を伴い，現実的ではない．また，式 (6) の正確な値は $\Delta T \rightarrow 0$ の極限で与えられるが，実際に計算を行う場合にはこれを離散化する必要がある．これらのため，コンティニュイティの計算にあたっては，次のような近似を採用するのが現実的である．

(1) 計算に適した航空機の移動モデルを設定する．設定にあたっては，コンティニュイティの計算条件や計算結果が適用される用途に照らして適切な関数を選択する．

(2) ΔT を有限の値として取り扱う．具体的な値については，衛星や航空機の移動を考慮しなくてもよい程度に短く，式 (1) が適用できる範囲内で選択する．

(3) 必要があれば，計算対象の地点 x についても離散化して取り扱う．

これらの近似により，式 (6) は次のように修正される．

$$\begin{aligned} C_L(x(\tau), t|\mathbf{R}, T) &\approx \prod_{k=0}^{T/\Delta T - 1} C_S(x(t+k\Delta T), t+k\Delta T|\mathbf{R}, \Delta T) \end{aligned} \quad (8)$$

(注3)：正確には，移動速度を垂直方向及び水平方向に分けて考慮する必要がある．

3. 航空機の移動モデル

さて、式(8)の計算にあたっては、航空機の移動モデルを関数 $x(\tau)$ として設定する必要がある。この設定に際しては、コンティニュイティの計算条件や計算結果が適用される用途に照らして適切な関数を選択する必要があることを先に述べたが、現実適用可能な移動モデルについて考える。

以下、移動モデル P による航空機位置を $x^{(P)}(\tau)$ 、これにより計算されるコンティニュイティを $C_L^{(P)}(x(\tau), t | \mathbf{R}, T)$ と表記することにする。また、 $\tau = t$ における初期位置 $x_0 = x^{(P)}(t)$ を用いて、簡単に $C_L^{(P)}(x_0, t | \mathbf{R}, T)$ と書く場合もある。

3.1 既知の飛行コースを利用する場合

サービスエリア内にある航空機 h の飛行コースを $x_h(\tau)$ と表すことにする。ある航空機 h_1 にとっては、少なくとも自身の飛行する飛行コース $x_{h_1}(\tau)$ についてのみコンティニュイティが満足されればよい。もちろん、管制上の都合や天候不良等のために飛行コースが修正されたり目的地が変更される可能性があるが、こうした場合にも予想される修正コースについてコンティニュイティを計算しておくか、コースが修正される時点でコンティニュイティを再計算するといったことは可能である。このような特定のフライトに依存したコンティニュイティを求めるには、次の飛行モデルが考えられる。

(モデル1) 航空機は初期位置 $x_0(h) = x_h(t)$ にとどまるものとする。すなわち、

$$x^{(1)}(\tau | h) = x_0(h) \quad (9)$$

とする。この場合でも GPS 衛星の移動は考慮されるから、一般に

$$C_L^{(1)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \neq C_S(x_0, t | \mathbf{R}, T) \quad (10)$$

である。空港面のように動きの少ない飛行フェーズや、船舶及び陸上等の移動速度が大きいアプリケーションで有効なモデルである。

(モデル2) 航空機が一定の速度をもって移動するものと仮定する^(注4)。移動モデルは、

$$x^{(2)}(\tau | h) = x_0(h) + (\tau - t)v \quad (11)$$

と表される。ここで、 v は航空機の世界ベクトルを表し、その大きさは最大速度以下 ($|v| \leq v_{\max}$) でなけ

ればならない。例えば、時刻 t における速度ベクトルより

$$v = \left. \frac{dx_h(\tau)}{d\tau} \right|_{\tau=t} \quad (12)$$

とできる。航空路上を直線的に移動している場合などに有効なモデルである。

(モデル3) 航空機は、フライトごとにあらかじめ定められた飛行コースに沿って移動するものとする。

$$x^{(3)}(\tau | h) = x_h(\tau) \quad (13)$$

前もって飛行コースが明確にわかっている場合には有効であるが、コースの変更等に対しては配慮が必要である。

航空機 h にとっては、これらのモデルにより計算されたコンティニュイティが要求値 C_{REQ} を満たせば十分である。すなわち、

$$C_L^{(P)}(x^{(P)}(\tau | h), t | \mathbf{R}, T) \geq C_{REQ} \quad (14)$$

であればよい。FMS (Flight Management System; 飛行管理システム) 等により飛行予定のコースがわかっている場合には、飛行モデル3による計算が可能である。そうでない場合は、飛行モデル1または2により計算するか、あるいは次に述べる特定のフライトに依存しない計算方法を利用することとなる。

3.2 一般の場合

飛行コースが与えられない一般の場合には、様々な飛行コースを何らかの意味で代表する移動モデルを使用してコンティニュイティを計算することになる。コンティニュイティについては一般にその最小値に興味があることから、例えば以下のようなモデルが有効である。

(モデル4) 移動モデル2で、コンティニュイティの最小値を与えるように速度ベクトル v を定める。

$$v = \arg \min_v C_L(x_0 + (\tau - t)v, t | \mathbf{R}, T) \quad (15)$$

この移動モデルによるコンティニュイティの計算結果は特定のフライトに依存することはないが、依然として初期位置 x_0 の関数となる。

(注4)：航空機が一定の方向に移動しているつもりであっても、地球の丸みにより、慣性空間内で一定の方向に進むわけではない。ここではこうした影響は除いて考えるが、本質的な差異はない。

当然ながら，同一の x_0 に関しては，常に

$$C_L^{(4)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \leq \begin{cases} C_L^{(1)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \\ C_L^{(2)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \end{cases} \quad (16)$$

の関係がある．

(モデル 5) 時刻 τ における航空機の位置を，その時刻までの最大到達距離の範囲内においてコンティニュイティの最小値を与えるように定める．

$$x^{(5)}(\tau) = \arg \min_{x, |x-x_0| \leq L(\tau)} C_S(x, \tau | \mathbf{R}, \Delta T) \quad (17)$$

ここで， $L(\tau) = (\tau - t) v_{\max}$ は時刻 τ における最大到達距離を意味する．

この式では，本来は航空機の移動速度は最大速度 v_{\max} を超えることはないという制約条件が完全には満たされない．また，直線飛行以外の飛行コースも計算に含まれることから，常に

$$C_L^{(5)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \leq \begin{cases} C_L^{(3)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \\ C_L^{(4)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \end{cases} \quad (18)$$

となる．また式 (7) との関係は，離散化による影響を除けば

$$\min_{x_0} C_L^{(5)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \leq C_{\min}(t | \mathbf{R}, T) \quad (19)$$

となる．

(モデル 6) 時刻 τ における航空機の位置を，サービスエリア内においてコンティニュイティの最小値を与えるように定める．

$$x^{(6)}(\tau) = \arg \min_{x \in \mathcal{X}} C_S(x, \tau | \mathbf{R}, \Delta T) \quad (20)$$

これにより求められる $C_L^{(6)}(t | \mathbf{R}, T)$ は \mathcal{X} のすべての地点で等しいから，もはや x_0 の関数とはならない．常に

$$C_L^{(6)}(t | \mathbf{R}, T) \leq \min_{x_0} C_L^{(5)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \quad (21)$$

であって，ここに列挙した移動モデルのうちで最小のコンティニュイティを与える．

モデル 5 及びモデル 6 では，航空機の移動速度が v_{\max} 以下であるとの制約条件が必ずしも満たされないため，現実の航空機が得るコンティニュイティよりも小さな値が算出される可能性がある．しかし，離散化による影響を除けば，いかなる飛行コースをとったとしてもこれらのモデルによる計算結果よりコンティニュイティが低くなることはないから，コンティニュイティの下限を与える移動モデルとして重要である．

3.3 コンティニュイティの保証

航法サービスを提供する側にとっては，少なくとも，サービスエリア内を飛行するすべての航空機 $h = 1, \dots, N_H$ について，それぞれのとる飛行コース $x_h(\tau)$ 上のコンティニュイティが要求値 C_{REQ} を満たす必要がある．すなわち，すべての h について

$$C_L^{(3)}(x_h(\tau), t | \mathbf{R}, T) \geq C_{REQ}, \forall h \quad (22)$$

であることを保証できればよい．しかし，このような計算を行うことは現実的ではないので，モデル 4 ~ 6 のいずれかを用いた計算結果によりコンティニュイティを保証することとなる．すなわち，

$$\min_{x_0} C_L^{(4)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \geq C_{REQ} \quad (23)$$

$$\min_{x_0} C_L^{(5)}(x_0, t | \mathbf{R}, T) \geq C_{REQ} \quad (24)$$

のいずれかか，あるいは

$$C_L^{(6)}(t | \mathbf{R}, T) \geq C_{REQ} \quad (25)$$

であることを保証すればよい．

式 (23) の前提条件は，航空機が一定の速度で直線飛行をすることである．この条件が満たされる限りモデル 4 による計算で十分であるが，そうでない場合はモデル 5 あるいはモデル 6 を利用できる．式 (19) からわかるように，いかなる飛行コースについても，コンティニュイティがモデル 5 による計算結果よりも小さくなることはない．モデル 6 はモデル 5 に比べて計算量が少ない利点があるが，後の試算結果からわかるように，コンティニュイティを過小に算出する傾向がある．

4. 計算例

以上に述べた計算方法を確認し，長時間にわたるコンティニュイティの性質を知ることが目的として，式 (8) によるコンティニュイティの試算を行った．特定の飛行コースを設定せずに計算することとして，前章の移動モデル 1 及び 4 ~ 6 を使用した．

試算にあたって仮定した条件は，表 2 のとおりである．衛星配置や補強システム，衛星の信頼性などについては，以前の計算例 [2], [3] にならって設定した^(注 5)．MSAS とは先に述べたとおり我が国が構築す

(注 5): ただし，本試算では高いコンティニュイティを取り扱うため，5 基までの衛星の故障を考慮することとした．

表2 計算条件

Table 2 Assumptions for continuity computation.

| | |
|--------|---|
| 衛星配置 | 24 基の GPS 標準配置 [8] |
| 補強システム | MSAS MTSAT 2 基を東経 140, 145 度に配置 |
| 仰角マスク | 5.0 度 |
| 対象領域 | 日本周辺 (北緯 25 ~ 50 度, 東経 125 ~ 150 度) |
| 故障衛星数 | 全可視衛星のうち 0 ~ 5 基まで |
| 衛星の信頼性 | <i>MTBF</i> 2728 : 32 : 13 <i>MTTR</i> 15 : 03 : 41 |
| 測位精度要件 | <i>HAR</i> 220.0 m <i>VAR</i> ∞ |
| 規定時間 | <i>T</i> 1 h |
| 計算ステップ | ΔT 60 s ΔLAT 0.5 deg ΔLON 0.5 deg |
| 最大移動速度 | v_{max} 900 km/h |

る SBAS であり, 利用者に対して, (i) GPS 同様の測距信号, (ii) ディファレンシャル補正情報, (iii) インテグリティ情報, を提供する機能をもつ. このうち前二者については今回の計算にあたり考慮されているが, インテグリティ情報については除外した. なお, SBAS からは GPS と同様の形式の信号が送信されることをふまえ, 静止衛星の信頼性については GPS と同一と仮定した.

精度要件としては, 表 1 においてコンティニューイティが 1 時間で規定されている飛行フェーズのうち, 最も厳しい $HAR = 220$ m とした (垂直方向については規定しない). また, 式 (8) における ΔT は 60 秒, 緯度及び経度は 0.5 度単位で計算することとした. 航空機の移動については水平方向のみを考慮し, 高度は 30,000 ft で一定とした. 最大速度 v_{max} については, サービス対象である民間航空機のうち比較的高速な B747-400 型機の最大巡航速度を用いた [9]. なお, モデル 4 における最小化にあたっては, 移動速度については $0 \sim v_{max}$ の 5 段階で, 移動方向は 5 度を単位として, それぞれ変化させた.

日本付近における計算結果の例を, 図 1 ~ 図 4 に示す. それぞれ, 初期位置 x_0 を変化させたときのコンティニューイティの計算結果を等高線により表示してある (モデル 6 については初期位置 x_0 を変化させても意味がないため, 図による表示はしていない. 表 3 を参照). こうしたコンティニューイティの空間依存性は, 可視衛星数や DOP といった測位精度に影響を及ぼす指標が空間的に変化する様子とも一致している.

図 1 は時間の経過を考慮しない式 (1) による計算結

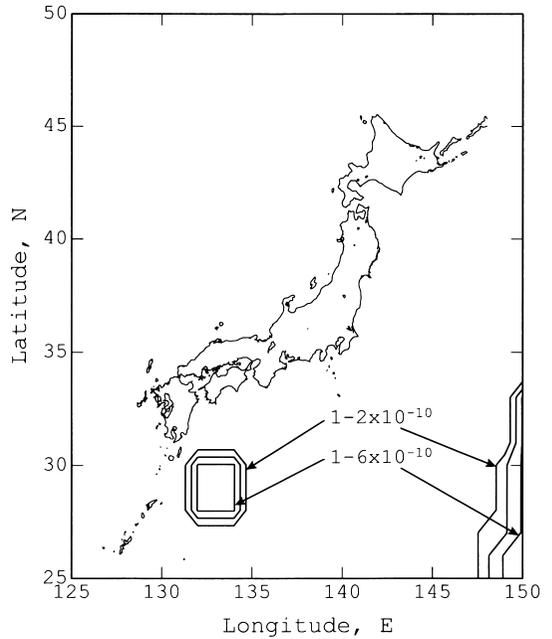


図 1 時間経過を考慮しない場合の計算例
Fig. 1 Continuity distribution without consideration of progress of time.

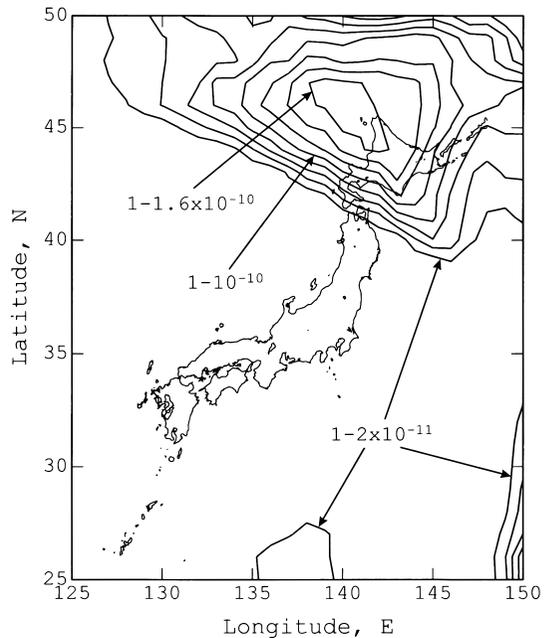


図 2 モデル 1 によるコンティニューイティの計算例
Fig. 2 Continuity distribution with respect to location x_0 (model 1).

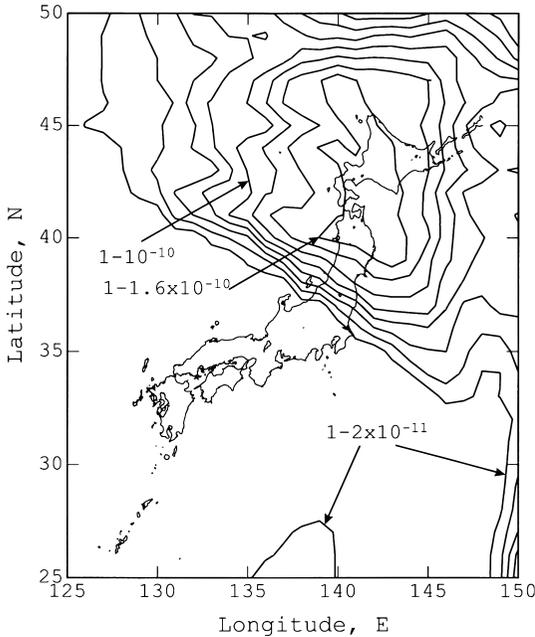


図3 モデル4によるコンティニュイティの計算例
Fig.3 Continuity distribution with respect to location x_0 (model 4).

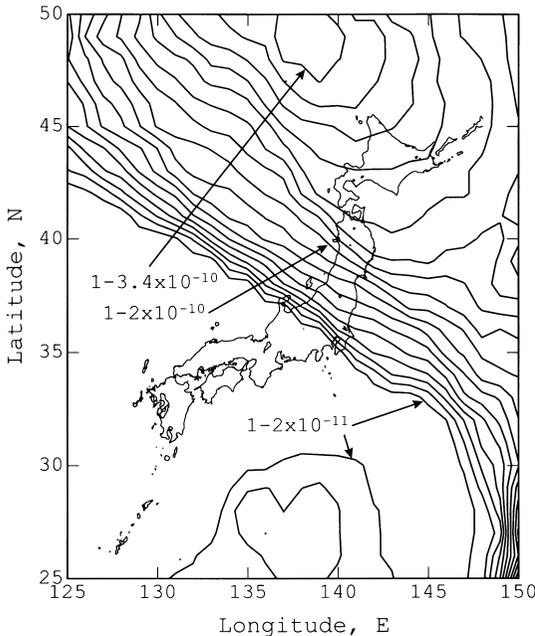


図4 モデル5によるコンティニュイティの計算例
Fig.4 Continuity distribution with respect to location x_0 (model 5).

表3 コンティニュイティの計算結果
Table 3 Summary of continuity results.

| モデル | 最小値 | 平均値 |
|---------|----------------------------|----------------------------|
| model 1 | $1 - 1.68 \times 10^{-10}$ | $1 - 2.58 \times 10^{-11}$ |
| model 4 | $1 - 1.80 \times 10^{-10}$ | $1 - 4.42 \times 10^{-11}$ |
| model 5 | $1 - 3.56 \times 10^{-10}$ | $1 - 1.24 \times 10^{-10}$ |
| model 6 | $1 - 7.10 \times 10^{-10}$ | $1 - 7.10 \times 10^{-10}$ |

果であって、比較のために表示した。計算対象とした領域内ではほぼ平坦なコンティニュイティが得られているが、九州南方と図の右下部分にコンティニュイティの低い部分が現れている。

図2～図4は、それぞれ移動モデル1, 4, 5による計算結果である。コンティニュイティは日本列島の南西部では平坦であるが、北東部では北海道北端付近を中心として低くなる様子がわかる。いずれのモデルによっても図1とは異なる計算結果が得られており、長時間にわたるコンティニュイティを計算する際には航空機及びGPS衛星の移動を考慮する必要があることがわかる。なお、図1は図2～図4のいずれかを単純に量子化したものではないことから、時間の経過に伴いコンティニュイティは非単調な変化をする^(注6)ことが裏付けられる。

モデル間で比較をすると、モデルを1, 4, 5と変えるに従いコンティニュイティが小さくなる。これは、式(16)及び式(18)の大小関係を反映している。各モデルにより得られたコンティニュイティの計算結果を、表3にまとめた。最小値・平均値ともにモデル6による結果が最も小さく、各モデルによるコンティニュイティの大小関係は妥当である。また、表3はあくまでも日本付近における計算結果の例であるが、モデル4とモデル5には明らかな差異がある。モデル4は直線飛行以外の飛行方式に対応できないことから、サービスエリア内のコンティニュイティを保証するためにはモデル5のほうが適切である。また、モデル5とモデル6についても計算結果の差が大きく、モデル6はコンティニュイティを過小に評価する傾向がある。航空機の飛行状態を網羅するうえではモデル5で十分であることから、コンティニュイティの計算にはモデル5が最も適当と考える。

5. むすび

衛星航法システムの信頼性を示す指標の一つにコン

(注6) : 既に示したとおりである [2], [3] .

ティニュイティがあり、システムがある一定の時間にわたって連続して動作する確率を意味する。本論文では、この時間が短い場合について適用可能であった計算方法を拡張し、航空機の航空路上における規定など長い時間に関する計算が必要な場合にも適用できる方法を提示した。この際に考慮する必要がある航空機の移動についてはいくつかのモデルを示し、それぞれについて試算結果を述べた。コンティニュイティを保証する立場においては、モデル 5 による計算が適当である。

今後の課題としては、計算量の削減や計算パラメータの最適化などがあげられる。なお、今回は測位精度に関するコンティニュイティを取り扱ったが、航空機の航法システムとしてはインテグリティ要件を含めて考慮する場合もあることに注意が必要である。

文 献

- [1] 長岡 栄, “航空システムにおける信頼性要件,” 信頼性, vol.21, no.8, pp.434-440, Nov. 1999.
- [2] 坂井文泰, 惟村和宣, “GPS による航空機進入・着陸における信頼性の計算,” 信学論(B), vol.J82-B, no.7, pp.1401-1410, July 1999.
- [3] T. Sakai and K. Koremura, “Extended Availability and Continuity Computation Method to GPS Augmentations for Approach and Landing,” Proc. ION National Technical Meeting, pp.408-417, Anaheim, CA, Jan. 2000.
- [4] 惟村和宣, “進入・着陸用航法性能要件と DGPS 飛行実験,” NAVIGATION, vol.127, pp.106-117, March 1996.
- [5] 惟村和宣, “航空分野における利用,” シンポジウム GPS/DGPS 利用技術の展望, pp.95-113, 1996.
- [6] Appendix A, Draft SARPs for Global Navigation Satellite System (GNSS), Report on Agenda Item 1, GNSSP/3, Montreal, April 1999.
- [7] J. Durand and A. Caseau, “GPS Availability, Part II: Evaluation of State Probabilities for 21 Satellite and 24 Satellite Constellations,” J. ION, vol.37, no.3, pp.285-296, Fall 1990.
- [8] Appendix B, Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System Wide Area Augmentation System Airborne Equipment, DO-229, RTCA, Jan. 1996.
- [9] Aviation Week & Space Technology on CD-ROM, vol.5, McGraw-Hill, 2000.

(平成 13 年 4 月 5 日受付, 6 月 21 日再受付)



坂井 文泰 (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。工博。早大理工学総合研究センター客員研究員, 映像情報メディア学会次世代画像入力技術調査部会委員, 日本航海学会 GPS 研究会及び航空宇宙研究会運営委員。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 12 第 2 回 LSI IP デザイン・アワード開発奨励賞受賞。ION (Institute of Navigation), RIN (Royal Institute of Navigation), 日本航海学会, 日本航空宇宙学会各会員。



惟村 和宣 (正員)

昭 44 東海大・工・電気卒。昭 46 同大大学院修士課程了。同年運輸省電子航法研究所入所。昭 57 電子航法開発部着陸施設研究室長, 平 7 衛星航法部システム研究室長, 平 9 より衛星航法部長。平 13 より同所 GPS 研究グループコーディネータを兼任。航空機の航法分野, 特に広域航法及び MLS (マイクロ波着陸システム), GPS などの研究に従事。工博。航空振興財団衛星利用方式小委員会及び地上疑似衛星を用いた精密進入援助システムの開発委員会委員, 日本航海学会航空宇宙研究会長。ION (Institute of Navigation), IEEE, 日本航海学会各会員。