

GPSによる航空機進入・着陸における信頼性の計算

坂井 丈泰[†] 惟村 和宣[†]

Computing Reliability of GPS on Aircraft Approach and Landing

Takeyasu SAKAI[†] and Kazunobu KOREMURA[†]

あらまし 航空機の進入・着陸誘導のための航法装置としてGPS(全地球的測位システム)を利用するための検討が,ICAO(国際民間航空機関)で進められている.こうした航法装置は,高い測位精度だけでなく信頼性についても一定の要件を満たすことが要求されるため,ICAOでは信頼性に関する性能要件も議論されている.本論文では,信頼性に関する指標のうちアベイラビリティ(有効性)及びコンティニュイティ(連続性)について,その計算方法と具体的な計算結果を述べる.計算にあたっては,GPS衛星の障害実績に基づいてパラメータを設定するなど,現実に即した結果が得られるよう配慮した.また,GBAS(地上型衛星航法補強システム)の要素技術として検討されている擬似衛星が設置される場合についても計算を試みた結果,精密進入における信頼性を確保するうえで有効であることがわかった.

キーワード GPS, 衛星航法, 精密進入, 自動着陸, 航空, 信頼性

1. ま え が き

現在,航空機の精密進入及び着陸の誘導にはILS(Instrumental Landing System;いわゆる計器着陸装置)が利用されているが,ICAO(International Civil Aviation Organization;国際民間航空機関)はこれを人工衛星による航法システムであるGNSS(Global Navigation Satellite System;全地球的航法衛星システム)に置き換えることを検討している.ICAOによれば,GNSSと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であって,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いる[1].GNSSの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.この背景には,1994年10月,米国がICAOに対してGPS標準測位サービスを最低10年間は無償で提供する(サービスを停止する場合は最低6年前に事前通知を行う)ことを提案し,受理されているという事実がある.

GPSによれば地球上の任意の地点で航空機の3次元座標を取得できるので,航法計算機の助けを借りて,多くの空港で精密進入コースを柔軟に設定することができる.また,GPSは精密進入のみならず航空路においても使用することができるので,航空路から進入着陸段階まで同一の航法システムを利用できる利点もある.

さて,航空機の着陸誘導に使用する航法装置は,高い測位精度のほかに,信頼性についても一定の要件を満たすことが要求される.これはアベイラビリティ(availability;有効性)及びコンティニュイティ(continuity;連続性)という指標で表され,前者はある時点で所要の航法サービスを受けることのできる確率,後者は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を意味する.現在,GPSによる精密進入におけるこれらの規定値について,従来のILSの場合の規定に沿ってICAOで議論が行われているが,具体的な計算方法や結果についての詳細な報告は少ない(文献[2]など).

このため筆者らは,今後の検討に資する目的で,具体的にアベイラビリティ及びコンティニュイティの計算を行った[3]~[7].計算にあたっては,ICAOにより検討されているSBAS(Satellite Based Augmentation System;静止衛星型衛星航法補強システム)―静止

[†] 運輸省電子航法研究所, 三鷹市
Electronic Navigation Research Institute, Ministry of Transport, Mitaka-shi, 181-0004 Japan

表1 GPSによる精密進入・着陸システムの性能要件案 [1]
Table 1 Required performance for GPS precision approach and landing system.

カテゴリ	測位精度 m		インテグリティ	コンティニューイティ	アベイラビリティ
	水平方向	垂直方向			
CAT-I	16.0	4.0-7.7	$1 - 2 \times 10^{-7}$ /approach	$1 - 8 \times 10^{-6}$ in any 15 s	0.99-0.99999
CAT-II	6.5	1.7	$1 - 1 \times 10^{-9}$ /approach	$1 - 4 \times 10^{-6}$ in any 15 s	0.99-0.99999
CAT-III	3.9	0.8	$1 - 1 \times 10^{-9}$ /approach	$1 - 2 \times 10^{-6}$ in any 30 s	0.99-0.99999

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—又は 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—いずれかを使用した場合の測位精度を想定し、GPS 衛星の障害実績に基づいてパラメータを設定するなど、現実に即した結果が得られるよう配慮した。また、GBAS の要素技術として検討されている疑似衛星が設置される場合についても計算を行った結果、精密進入における信頼性を確保するうえで疑似衛星が有効に機能することがわかった。

以下、2. でアベイラビリティ及びコンティニューイティの定義及び計算法を述べる。シミュレーションにあたり必要となるパラメータについて 3. で検討し、4. に計算結果を示す。最後に、5. で結論を述べる。

2. 信頼性の指標とその計算法

GPS による精密進入・着陸システムの性能要件については、ICAO に設置された GNSSP (GNSS Panel) 会議にて検討されている。ここでの要件案に述べられている信頼性に関する指標について説明し、これらのうちアベイラビリティ及びコンティニューイティの計算方法について述べる。

2.1 進入・着陸システムの信頼性

GNSSP に提出されている要件案では、GPS による進入・着陸システムの性能要件を次に示す四つの指標で規定しており、このうち精度を除く三つの指標が信頼性に直接関係する [8]。

(1) アベイラビリティ: ある時点で所要の航法サービスを受けることのできる確率。

(2) コンティニューイティ: 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。

(3) インテグリティ (integrity; 完全性): システムが実際に提供している精度に対応する情報を利用者に迅速に伝達する能力。又は、この能力が維持されている確率。

(4) 精度 (accuracy): ここでいう精度とは航法

装置の出力する位置情報の絶対精度であって、操縦誤差は除外されている。95%信頼区間で表現される。

GNSSP における性能要件案を表 1 に示す。カテゴリとは、航空機をどこまで誘導できるかを ILS にならって分類しているものであり、次のような意味をもつ。

(i) カテゴリ I (CAT-I): 滑走路視程が 600 m 以上の場合に、高度 60 m まで誘導できる。

(ii) カテゴリ II (CAT-II): 滑走路視程が 400 m 以上の場合に、高度 30 m まで誘導できる。

(iii) カテゴリ IIIA (CAT-IIIA): 滑走路視程が 200 m 以上の場合に、進入灯などを利用して滑走路面まで誘導できる。

(iv) カテゴリ IIIB/C (CAT-IIIB/C): 無視程の条件下で、滑走路面まで誘導できる。

どのカテゴリで運用できるかは、精密進入・着陸システム自体の性能の他、進入灯などの設置状況や機上装置の性能、パイロットにより決まる。

CAT-I までの精密進入は、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) などの SBAS で GPS を補強することにより可能とされている。しかし、CAT-II 以上の高カテゴリの精密進入・着陸にあたっては GBAS を用いて局地的に GPS の測位精度や信頼性を補完する必要があると考えられている。

表 1 の 4 指標のうち、本論文ではアベイラビリティ及びコンティニューイティを計算対象とする。これは、この 2 者は性質がよく似ているうえ、従来の着陸システムにはなかった GPS 衛星の移動という要素の影響を強く受ける共通点があることによる。

2.2 アベイラビリティ

アベイラビリティは着陸システムとして要求される測位精度が実現されている確率といえ、以下に述べる方法で計算できる [7]。

GPS では最低 4 個の衛星からの測距信号を受信す

れば 3 次元の測位が可能であるが、更に多数の衛星を利用して測位精度の向上を図ることができる。実際には通常 8~12 個程度の衛星からの信号を受信することができ、これらの可視衛星すべてを利用して測位を行う(3.2 参照)。したがって衛星に関しては冗長性をもっていることになり、ある GPS 衛星に故障が発生してもただちに測位が不可能となることはなく、測位精度が劣化するのみにとどまるのが普通である。

アベイラビリティを検討する場合は、この劣化の程度が問題となる。すなわち、 N 個の全可視衛星について起こりうるすべての故障の状況を考慮して、それぞれについて測位精度が規定値を満たすかどうかを調べる。これより、ある時刻 t 及び地点 $x = [xyz]^T$ におけるアベイラビリティは次式により表される。

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

ここで、 \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 EL_H, EL_V により $\mathbf{R} = [EL_H \ EL_V]^T$ と与えられる(表 1 の測位精度に対応する)。 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。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。

$A_f(x, t|\mathbf{R}; f)$ 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。特定の時刻 t 及び地点 x が与えられているため、3.2 に述べる方法により測位精度を見積もることができるから、この値は 0 又は 1 のどちらかに確定することができる。

$p(f)$ は故障状況 f が発生する確率を表しており、各衛星の稼働率 a_i を用いて次のように書ける。

$$p(f) = \prod_{i=1}^N \begin{cases} a_i, & f_i = 0 \\ 1 - a_i, & f_i = 1 \end{cases} \quad (2)$$

なお、

$$\sum_{f \in \mathcal{F}(x, t)} p(f) = 1 \quad (3)$$

となることを注意しておく。

ある地点 x におけるアベイラビリティの期待値を得るためには、衛星と地球との位置関係が 1 周し、地

点 x から見た衛星の配置がもとどおりに戻る 1 平均恒星日 ($T_D=23$ 時間 56 分 4 秒) にわたる式(1)の平均値を計算すればよい。すなわち、地点 x におけるアベイラビリティの期待値は、次式となる。

$$A^*(x|\mathbf{R}) = \frac{1}{T_D} \int_0^{T_D} A(x, t|\mathbf{R}) dt \quad (4)$$

ところで、文献[2]では、不可視も含めた全衛星数 N_A のうち故障衛星数が i 個の場合の条件付きアベイラビリティ $A_i^*(x|\mathbf{R}; i \text{ fails})$ と、そのような状況が発生する確率 $p(i \text{ fails})$ を用いて

$$A^*(x|\mathbf{R}) = \sum_{i=0}^{N_A} A_i^*(x|\mathbf{R}; i \text{ fails}) p(i \text{ fails}) \quad (5)$$

としてアベイラビリティの期待値を計算しているが、これは式(1)より導くことができる[6]。式(5)との比較より明らかなように、可視衛星のみを考慮すればすむのは式(1)の特長の一つである。可視衛星数 N は正確には時刻 t の関数となるが、通常は 8~12 個程度であるため、全衛星数 N_A (例えば 24 個)について計算を行うよりも相当の計算量が削減される(例えば、 $2^{24} : 2^8 = 65,536$)。

式(1)のいま一つの特長は、各衛星の稼働率が別々に扱われているので、性質の異なる衛星でも同じ式で計算ができることである。すなわち、GPS 衛星に加えて静止衛星や擬似衛星を利用するようなシステムの場合に、それらの衛星も GPS 衛星と全く同じように取り扱うことができる。GPS 衛星のみを扱う場合にも、製造時期によって性能が異なっている事実[9]を反映することができる。更に、SBAS 制御局や GBAS 基地局のような地上施設についても、稼働率や測位精度に与える影響が明らかであれば、式(1)に取り込んで計算対象とすることが可能である。

2.3 コンティニューイティ

一方、コンティニューイティについては

$$C(x, t|\mathbf{R}) = \sum_{f \in \mathcal{F}(x, t)} \frac{C_f(x, t|\mathbf{R}; f) p(f)}{A(x, t|\mathbf{R})} \quad (6)$$

として計算できる[7]。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 を与える必要がある。本来、コンティニューイティの計算に用いる式にはすべて T を明示すべきであるが、繁雑になるのを避けるため、式(10)以外では表示していない。

式 (6) の右辺分母に $A(x, t|\mathbf{R})$ が入っているのは、コンティニューイティを計算する時点では測位精度は規定値を満たしているため（満たされていない場合は進入を中止している）、 $A_f(x, t|\mathbf{R}; f) = 0$ となるような f についてはコンティニューイティの計算に含める必要がないことによる。

$C_f(x, t|\mathbf{R}; f)$ 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が、条件付きアベイラビリティと異なり、この値は 0 又は 1 のどちらかに決まてはいない。

故障状況 f 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 $C_f(x, t|\mathbf{R}; f)$ は

$$C_f(x, t|\mathbf{R}; f) = \sum_{g \in \mathcal{F}(x, t)} A_f(x, t|\mathbf{R}; g) q(g|f) \quad (7)$$

と計算できる。

$q(g|f)$ は状況 f が時間 T のうちに状況 g になる確率を表しており、

$$q(g|f) = \prod_{i=1}^N \begin{cases} b_i, & g_i = 0, f_i = 0 \\ 1 - b_i, & g_i = 1, f_i = 0 \\ 1, & g_i = 1, f_i = 1 \\ 0, & g_i = 0, f_i = 1 \end{cases} \quad (8)$$

のように計算できる。式 (3) に対応して、

$$\sum_{g \in \mathcal{F}(x, t)} q(g|f) = 1 \quad (9)$$

が任意の $f \in \mathcal{F}(x, t)$ について成り立つ。

式 (8) に現れた b_i は、各衛星が時間 T の間に故障を起こさない確率を表し、衛星の MTBF (Mean Time Between Failure; 平均障害間隔) を用いて以下の式で計算できる。

$$b_i = e^{-T/MTBF_i} \quad (10)$$

ある地点におけるコンティニューイティは、1 平均恒星日にわたる式 (6) の最小値によって評価されるべきであるから、次式となる。

$$C^*(x|\mathbf{R}) = \min_{0 \leq t \leq T_D} C(x, t|\mathbf{R}) \quad (11)$$

3. シミュレーションの準備

アベイラビリティ及びコンティニューイティは前章で述べた方法により求めることができるが、実際に計算を行うためにはいくつかのパラメータを決める必要がある。ここでは、これらのパラメータについて検討する。

3.1 GPS 衛星の故障パラメータ

式 (1)、(6) の計算にあたっては、各衛星の稼働率 a_i 及び平均故障間隔 $MTBF_i$ が必要であった。GPS 衛星の故障に関するこれらのパラメータを得るために、FOC (Full Operational Capability) 宣言のあった 1995 年 7 月から 1997 年 11 月末までにわたる 2 年半程度の期間の故障実績を USCG (U.S. Coast Guard; 米国沿岸警備隊) のデータ [10] により調査した [3]。

調査内容としては、まず MTBF 及び MTTR (Mean Time To Repair; 平均修理時間) を求め、更にこれらの値より GPS 衛星の稼働率を算出した。稼働率は

$$a = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR} \quad (12)$$

で計算される値であり、各衛星がある時点で故障していない確率を表す。

調査の結果、MTBF は 1,000 ~ 8,000 時間程度となっており、1 年以上障害なしで運用されている例もあった。MTTR は 1 ~ 50 時間程度で、多くの障害は 1 日以内に復旧されるが、復旧までに 1 週間程度を要する例も散見された。各衛星とも稼働率は 0.9688 ~ 0.9998 と比較的高い値を示した。

すべての衛星の故障パラメータを同一として平均値を計算したところ、MTBF は 2,728 時間 32 分 13 秒、MTTR は 15 時間 03 分 41 秒となり、これより GPS 衛星の稼働率 a は 0.9945 であった。シミュレーションではこれらの値を用いる。

GPS 衛星の稼働率については文献 [11] に 0.9853 との報告があるが（文献 [11] では 24 個の全衛星が稼働している確率が示されており、これより衛星 1 個当りの稼働率を逆算した）、上に述べた値のほうが最近の実状に近いことがわかっている [12]。

3.2 GPS の測位精度

アベイラビリティ及びコンティニューイティは測位精度が要求される値を満たすかどうかにより計算されるので、任意の時刻・地点における測位精度を適切に見積もる必要がある。

コード DGPS 測位方式を考える。ユーザ受信機は、GPS 衛星から送られてくる測距信号を受信することにより各衛星までの距離を測定する（これを擬似距離と呼ぶ）。更に SBAS 又は GBAS などの補強システム（単に基準局と呼ぶ場合もある）から提供される補正情報を利用して、補正済みの擬似距離 $r = [r_1 r_2 \dots r_N]^T$ を得るが、これには標準偏差で σ_i の誤差が残留しているものとする。このとき、受信機位置 x は

$$A \cdot dX = dr \tag{13}$$

の解 $X = [x^T t]^T$ の一部として求められる [13]。ここで、 A は観測行列で、受信機位置及び GPS 衛星の配置により決まる。一般に、この方程式は最小 2 乗法を用いて

$$d\hat{X} = (A^T W A)^{-1} A^T W \cdot dr \tag{14}$$

より解くことができ、このとき水平方向に

$$\sigma_H = \sqrt{[(A^T W A)^{-1}]_{11} + [(A^T W A)^{-1}]_{22}} \tag{15}$$

垂直方向には

$$\sigma_V = \sqrt{[(A^T W A)^{-1}]_{33}} \tag{16}$$

の誤差が \hat{X} に含まれる（どちらも標準偏差）。ここで、 $W = \text{diag}_N \sigma_i^{-2}$ は各衛星の測定値の重みを表現する行列である。

σ_i については、一般に衛星の仰角が低いと電離層及び対流圏における伝搬遅延やマルチパスなどの影響が大きくなり、測距精度が悪くなることが知られている。例えば WAAS 受信機では、衛星の仰角により図 1 の

実線のような測距誤差が混入するという仮定のもとで測位計算をすることとされている [14]。誤差は高仰角ほど小さく、低仰角では無限大に発散する。

同図における点線は、実際に観測した測距誤差の一例である [6]。この実測値は、基準局・移動局とも 1 台の受信機を用いて得ており、GBAS の測距誤差に対応するものである。実線に示した SBAS の場合と似た傾向を示すが、絶対値は大きく異なっており、これはサービスを行うため GBAS とは異なる補正方式を採用していることが原因と思われる。衛星仰角の時間的分布をふまえた加重平均値を求めると、測距誤差の標準偏差 σ_G は 0.52 m であった。また、同じ手順で求めた実線の誤差特性の平均値は、 $\sigma_S = 1.08$ m であった。

後述するシミュレーションの際には、測距誤差について、

条件 i) : SBAS を想定して図 1 の実線のとおりとする ($\sigma_S = 1.08$ m)。

条件 ii) : GBAS を想定して条件 i) に 0.52/1.08 を乗じた破線の特性とする ($\sigma_G = 0.52$ m)。

の 2 通りを試みた。GBAS の測距誤差は図 1 の一点鎖線のようにになるとの情報もあり [15]、条件 ii) の仮定は妥当なものとする。

以上により、式 (1)、(6) の $A_f(x, t | R; f)$ は次のように書ける。ただし、 $\sigma_H(f)$ 、 $\sigma_V(f)$ は、故障状況 f において実現される測位精度であって、不等式左辺の 2 は、表 1 の規定値が 2σ で与えられていることによる。

$$A_f(x, t | R; f) = \begin{cases} 1, & \begin{matrix} 2\sigma_H(f) \leq EL_H \\ \text{and} \\ 2\sigma_V(f) \leq EL_V \end{matrix} \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \tag{17}$$

なお、図 1 の実測値は、仙台地方に設置されている国土地理院の電子基準点データを使用して計算したもので、利用した基準点間の基線長は 29.3 km であった。

3.3 擬似衛星について

WAAS に代表される SBAS により CAT-I までの精密進入は可能とされているが、CAT-II 以上の高カテゴリーの精密進入・着陸にあたっては GBAS が必要になるといわれている。

擬似衛星 (pseudo-satellite; pseudolite) は、GNSSP で現在考えられている GBAS の構成要素の一つである。これは、GPS 衛星と同様の測距信号を送信する地

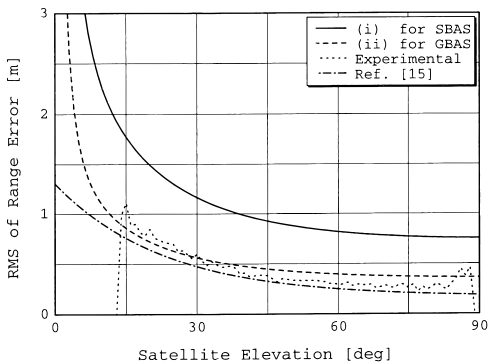


図 1 衛星仰角による測距誤差の変化

Fig. 1 Range error with respect to satellite elevation.

上送信局(擬似衛星)を空港周辺に設置し, GPS 衛星からの測距信号と同時にこの信号も利用して測位演算を行う方式である. GPS 衛星が一般に水平線より上方にしか存在しないのに対して擬似衛星は地上に設置されるため, 衛星の幾何学的配置を補完し, 測位精度の改善に貢献しうる. また, 実質的に GPS 衛星が増えることになるので, 冗長度が増し, 信頼性の向上も図られると考えられている.

シミュレーションでは, この擬似衛星を設置した場合についても検討を行った.

4. シミュレーションの概要と結果

アベイラビリティ及びコンティニューイティの現実の振舞いを確かめるために, 以上に述べた計算方法及びパラメータに基づいてシミュレーションを行った.

4.1 概要

このシミュレーションの目的は, 現実の GPS 応用システムで得られると思われるアベイラビリティ及びコンティニューイティの値を知ることである. このため, 計算対象地点を決めたうえで, 1 平均恒星日にわたって上空の GPS 衛星を移動させながら, 1 分刻みに式(1), (6)の計算を行った.

計算対象の地点は, 仙台空港 B 滑走路末端 TH27 とした. シミュレーション中の GPS 衛星の配置は 1997 年 9 月初旬のアルマナック情報によるもので, 25 個の衛星が運用されている.

機上受信機からどの程度の数の衛星が可視となるかは, 仰角マスク値と呼ばれるパラメータにより決まる. 仰角マスク値未満の仰角に見える衛星は測位計算から除外されるので, 仰角マスク値が大きいほど可視衛星数は少なくなる. 本シミュレーションにおける仰角マスク値と可視衛星数の関係は図 2 のようになっており, 実線がそれぞれの仰角マスク値を設定してシミュレーションを実行した場合の可視衛星数の平均値である.

これに対して, 実際に航空機を用いて実施した受信実験において測距信号を受信できた衛星数の平均値は, 同図の破線のようにになっていた(この実験では, 仰角マスク値は設定されていない). 実線との比較より, シミュレーションで設定する仰角マスク値は, 7.5 deg とした. すなわち, 航空機から見た仰角が 7.5 deg 以上の衛星のみを計算に使用する.

図 2 の細かい実線及び破線は可視衛星数の標準偏差を示しており, シミュレーションと実験値で大きな違いはない. また, 測位精度の指標として一般的に用い

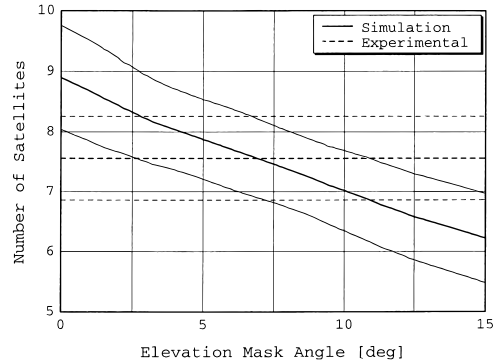


図 2 仰角マスク値と可視衛星数

Fig. 2 Number of visible satellites with respect to elevation mask angle.

られている PDOP (Position Dilution Of Precision ; 3 次元位置精度の劣化係数) の平均値は, シミュレーションでは 1.99, 実験では 1.86 であった. なお, この実験は 98 年 2 月に仙台空港周辺空域にて実施した. マスク値の設定は, シミュレーション中の可視衛星数を現実的な値に調整するために行っているものであって, これによりアルマナック情報と現実の状況の違い (時期も含めて) を吸収している.

機上受信機の測位方式は, コード DGPS とする. 3.2 に述べたように, 測距誤差については, 条件 (i) SBAS, 条件 (ii) GBAS, をそれぞれ想定した特性を用いた. また, 擬似衛星については仰角に依存せずに σ_G の測距誤差があるものとし, 故障に関するパラメータは GPS 衛星と同一とした. なお, SBAS においては静止衛星から測距信号が送信される計画となっているが, これによる効果を評価することは本論文の目的ではないため, 機上受信機は補正情報のみを受信するものとした.

アベイラビリティ及びコンティニューイティに影響を与える要素としては, GPS 衛星の故障のみを想定した. 地上系, 機上受信機及び補強システムについては, 衛星系に比べて故障率が比較的低いと考えられるので, 今回は検討対象としなかった. この検討も必要となるようであれば, ILS 等の信頼性データを参考にすることもできる. なお, 機上受信機の信頼性データについては, 文献 [16] に報告がある.

シミュレーションの結果は, 図 3 ~ 図 5, 図 7, 図 8 及び表 2 に示されている. 以下, 順を追って説明する.

4.2 CAT-I を仮定した計算結果

図 3 は, CAT-I の精度を想定した場合のアベ

表 2 CAT-I 精度要件におけるアベイラビリティとコンティニューイティ
Table 2 Availability and continuity results on CAT-I accuracy requirements.

測距誤差	擬似衛星数	アベイラビリティ $A^*(x R)$		コンティニューイティ $C^*(x R)$	
		$EL_V = 7.7\text{ m}$	4.0 m	$EL_V = 7.7\text{ m}$	4.0 m
条件 (i) $\sigma_S = 1.08\text{ m}$	0	0.99908	0.62388*	$1 - 3.055 \times 10^{-6}$	$1 - 1.222 \times 10^{-5}$ *
	1	0.99999	0.99733	$1 - 6.659 \times 10^{-8}$	$1 - 4.581 \times 10^{-6}$
	2	≥ 0.99999	0.99974	$1 - 3.357 \times 10^{-8}$	$1 - 3.104 \times 10^{-6}$
条件 (ii) $\sigma_G = 0.52\text{ m}$	0	0.99990	0.99928	$1 - 1.545 \times 10^{-6}$	$1 - 3.054 \times 10^{-6}$
	1	≥ 0.99999	≥ 0.99999	$1 - 1.764 \times 10^{-8}$	$1 - 6.659 \times 10^{-8}$
	2	≥ 0.99999	≥ 0.99999	$1 - 5.175 \times 10^{-10}$	$1 - 5.049 \times 10^{-8}$

*: CAT-I 性能要件を満たさないもの .

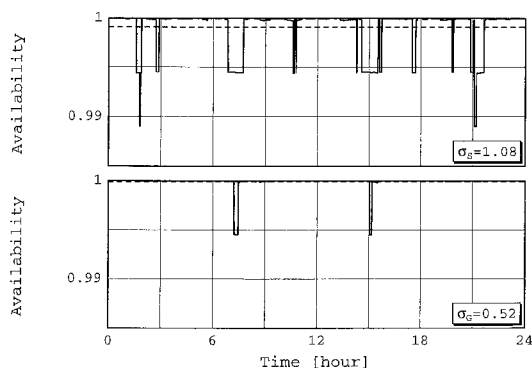


図 3 CAT-I 精度要件におけるアベイラビリティの 1 日にわたる計算結果 (破線は平均値)

Fig. 3 Availability over a sidereal day for CAT-I accuracy requirements.

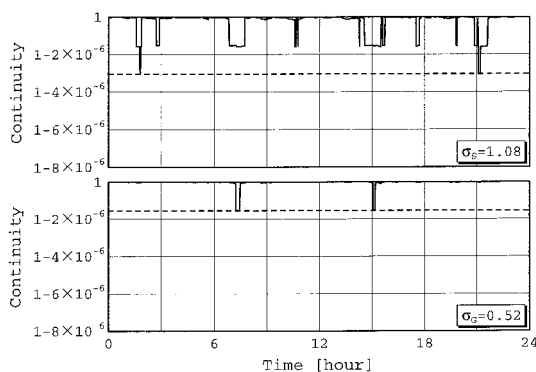


図 4 CAT-I 精度要件におけるコンティニューイティの 1 日にわたる計算結果 (破線は最小値)

Fig. 4 Continuity over a sidereal day for CAT-I accuracy requirements.

イラビリティの計算結果である。横軸は時刻，縦軸は $A(x, t|R)$ の値で，垂直方向の精度規定値は $EL_V = 7.7\text{ m}$ とした。

SBAS を想定した条件 (i) の測距誤差 $\sigma_S = 1.08\text{ m}$ におけるアベイラビリティの最小値は，01:47:00~01:49:00 及び 21:05:00~21:12:00 (GPS 時刻，1999 年 3 月現在で UTC+13s) に現れた 0.98905 であった。破線で示したアベイラビリティの期待値は 0.99908 であって，表 1 の規定はほぼ満足する。また，GBAS を想定して測距誤差を条件 (ii) $\sigma_G = 0.52\text{ m}$ とすると，条件 (i) に比べて測距誤差が小さく見積もられているのでアベイラビリティは当然向上し，最小値は 0.9945 程度，期待値は 0.99990 となった。

また，同じく垂直方向の精度規定値を $EL_V = 7.7\text{ m}$ とした場合のコンティニューイティ $C(x, t|R)$ の計算結果は，図 4 に示すとおりとなった。破線で示したコンティニューイティの最小値は，条件 (i) で $1 - 3.055 \times 10^{-6}$ ，条件 (ii) では $1 - 1.545 \times 10^{-6}$ となり，どちらの場合も表 1 の規定を満足する。

表 2 には，CAT-I 精度規定値の下限である $EL_V = 4.0\text{ m}$ の場合についても計算結果を示してある。条件 (i) ではアベイラビリティの期待値が 0.62 程度と低い値になってしまう一方で，条件 (ii) では 0.999 以上の高い値を維持しており，測距誤差の見積もりによって計算結果が大きく変わることがわかる。

4.3 垂直測位精度をパラメータにした場合

垂直測位精度の規定値 EL_V を横軸にしてアベイラビリティの平均値 $A^*(x|R)$ 及びコンティニューイティの最小値 $C^*(x|R)$ を描いたのが，図 5 である。

EL_V の増加，すなわち規定値が緩くなるのに伴い，アベイラビリティは単調に向上している。実線が条件 (i)，破線が条件 (ii) に対応しており，測距誤差の違いによりアベイラビリティが異なる様子がはっきりとわかる。条件 (i) では，0.99 以上のアベイラビリティを確保するためには $EL_V \geq 5.2\text{ m}$ 程度にしなければならない。これに対して，条件 (ii) では CAT-I における垂直方向の精度規定値 4.0~7.7 m の全範囲にわたって 0.999 以上のアベイラビリティを確保できるこ

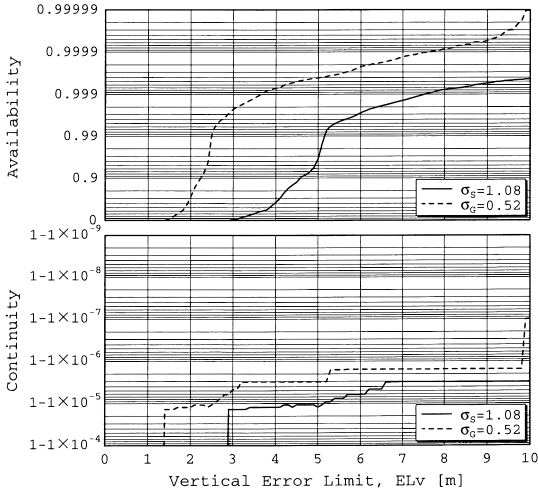


図5 垂直測位精度規定値に対するアベイラビリティ(平均値)とコンティニュイティ(最小値)
 Fig.5 Average availability and minimum continuity with respect to vertical accuracy requirement.

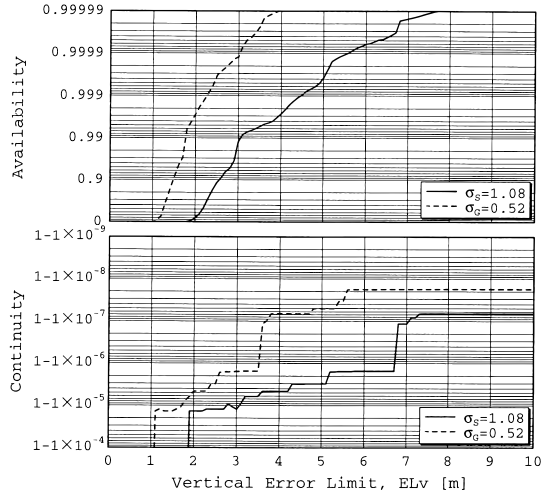


図7 1個の擬似衛星を設置した場合のアベイラビリティ(平均値)とコンティニュイティ(最小値)
 Fig.7 Average availability and minimum continuity with one pseudolite, PL1.

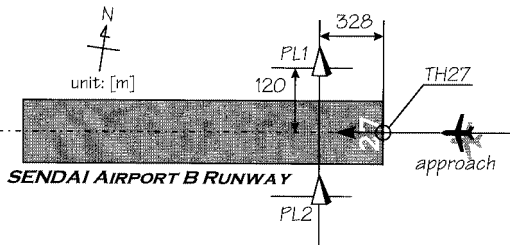


図6 擬似衛星の位置
 Fig.6 Pseudolites location.

とが予想される。

一方、コンティニュイティについては EL_V が増加しても大幅に改善する様子はみられないが、これは最小値により評価していることが理由と思われる。また、 EL_V に対して単調でない部分があるが、これは、対応するアベイラビリティが変化しているため式(6)の右辺分母が影響を受けていることによる。条件(i)でCAT-Iの規定値 $1 - 8 \times 10^{-6}$ を満たすためには $EL_V \geq 5.4\text{m}$ 程度でなければならないのに対して、条件(ii)では $4.0 \sim 7.7\text{m}$ の全範囲で同じ規定値を満たすことができるものと思われる。

4.4 擬似衛星による効果

擬似衛星の導入による効果を調べた結果を、図7、図8及び表2に示した。擬似衛星の配置は図6のとおりで、1個の場合はPL1のみが、2個の場合はPL1、

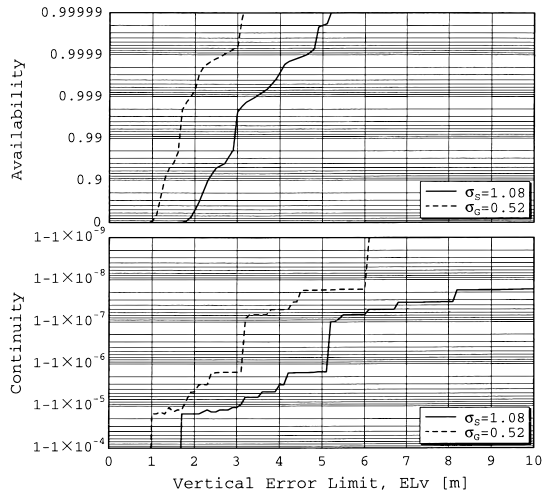


図8 2個の擬似衛星を設置した場合のアベイラビリティ(平均値)とコンティニュイティ(最小値)
 Fig.8 Average availability and minimum continuity with two pseudolites, PL1 and PL2.

PL2両方が配置されているものとした。このPL1はILSグライドパスアンテナと同一の位置であり、PL2とは滑走路中心線に対して対称な位置関係にある。

擬似衛星の導入によりアベイラビリティ、コンティニュイティともに大きく改善されている。例えば、1個の擬似衛星を追加した場合、SBASの測距精度では $EL_V = 4.0\text{m}$ でも0.99以上のアベイラビリティを確保できる。GBASでは、CAT-IIで要求される

$EL_V = 1.7\text{ m}$ でもアベイラビリティを 0.99 以上にできることが予想される。2 個の擬似衛星を追加するとアベイラビリティは更に向上する。

また、コンティニュイティについては、条件 (i) で 1 個の擬似衛星を追加すれば、 $EL_V = 4.0 \sim 7.7\text{ m}$ の全範囲で CAT-I の規定値を満たすことができる。ただし、擬似衛星を 2 個としても $EL_V > 5\text{ m}$ で効果が認められるだけであって、それ以外には大きな変化はない。条件 (ii) でも、擬似衛星を追加すればもちろんコンティニュイティは向上するが、CAT-I については擬似衛星がなくても規定値を満たしている。

ところで、図 5、図 7、図 8 を見比べると、擬似衛星の追加によりアベイラビリティやコンティニュイティの曲線が全体的に上に押し上げられている様子が見えるものの、左方向には大きくは移動していないことがわかる（例外は図 5、図 7 の条件 (i) に関する比較であるが、これは擬似衛星の測距誤差を σ_G として GPS 衛星の場合の σ_S より小さく見積もっていることによる）。すなわち、擬似衛星にはアベイラビリティやコンティニュイティを改善する働きはあるが、測距精度そのものを向上させる効果は少ない。このことより、上空の GPS 衛星と同じ測距方式を採用している限り擬似衛星により本質的に測距精度が改善されることはないわけで、擬似衛星の効果は主に冗長度が高まることによる信頼性への貢献とみるべきである。擬似衛星の導入にあたってはこの事実注意到し、主目的を信頼性の向上に置くことが必要と思われる。

本質的に測距精度を改善するためには、コード DGPS 方式に比べて精度の高い測距方式を採用する必要がある。例えば、搬送波位相情報を使用して高精度の移動体測位を可能とする RTK-GPS (Real-Time Kinematic GPS) 方式はその一つであり、精度については 1 m 以下を達成できるものと思われる。ただし、この方式は初期化に時間がかかるうえ、初期化が正しく行われる保証が必ずしもなく、基準局からのデータが途切れると再初期化が必要となるなど、実用にあたっては信頼性の観点からの大幅な性能向上が望まれる。なお、この初期化を高速に行うために擬似衛星を使用する研究も行われている [17]。

5. むすび

GPS による精密進入・着陸システムについて、信頼性に関する指標のうちアベイラビリティ及びコンティニュイティの計算方法について述べるとともに、

実際の GPS 衛星の障害実績に基づいて具体的な計算結果を示した。これにより、SBAS では垂直精度の規定値が $EL_V = 7.7\text{ m}$ であれば、また GBAS では $EL_V = 4.0 \sim 7.7\text{ m}$ の範囲で、CAT-I のアベイラビリティ及びコンティニュイティを達成できることがわかった。ただし、SBAS においては静止衛星から測距信号も送信される計画となっており、実際にはどちらの場合もこれより良好な信頼性が得られるものと思われる。

GBAS の構成要素の一つである擬似衛星を利用した場合についても同じくアベイラビリティ及びコンティニュイティの計算を行い、これらの向上が図れることを示した。高カテゴリーの精密進入における信頼性を確保するうえで擬似衛星の設置は有効であると思われる。なお、擬似衛星による効果は主に冗長度が高まることによるものであって、導入にあたっては測距精度よりも信頼性の向上に主目的を置くべきである。

本論文では、精密進入・着陸システムの信頼性に影響を与える要素としては GPS 衛星（及び擬似衛星）の故障のみを想定したが、他の要素、すなわち地上系、機上受信機及び補強システムについても検討対象とすることが必要である。また、障害の発生頻度や測距誤差の見積もりについて擬似衛星を GPS 衛星と同一とみなしたが、実際はこれらのパラメータには差異があり、測距誤差も小さいものと思われる。擬似衛星についてこれらのパラメータを変えて計算することは、今後の課題である。

謝辞 多くの貴重な討論をしていただいた、当所航空施設部福島荘之介氏に感謝いたします。NHK 放送技術研究所の松井 淳氏からも、有益な意見をいただきました。

文 献

- [1] Appendix E, "DRAFT GNSS SARPS AND GUIDANCE MATERIAL—Version 6.0," Report of the ICAO GNSS Panel Working Group B, Wellington, New Zealand, Feb. 1998.
- [2] W. Phlong and B. Elrod, "Availability characteristics of GPS and augmentation alternatives," J. ION, vol.40, no.4, pp.409–428, April 1993.
- [3] 坂井丈泰, 惟村和宣, "GPS による進入着陸時のコンティニュイティ・アベイラビリティの検討," 信学技報, SANE97-138/SAT97-136, pp.25–32, Feb. 1998.
- [4] 坂井丈泰, 惟村和宣, "GPS 精密進入における衛星系のコンティニュイティとアベイラビリティの考察," 1998 信学総大, 通信 1, p.197, B-2-1, March 1998.
- [5] 坂井丈泰, 惟村和宣, "GPS 着陸システムにおける信頼性の検討," 第 30 回電子航法研究所研究発表会, June 1998.

- [6] 坂井丈泰, 惟村和宣, “GPS による進入着陸時のアベイラビリティの計算について,” 信学技報, SANE98-33, pp.15-22, July 1998.
- [7] T. Sakai and K. Koremura, “Consideration of availability and continuity for GPS precision approach and landing,” Proc. RIN NAV98 Satellite Navigation and Safety, pp.31-1-11, London, Dec. 1998.
- [8] 惟村和宣, “進入・着陸用航法性能要件と DGPS 飛行実験,” NAVIGATION: 航海学誌, no.127, pp.106-117, March 1996.
- [9] 坂井丈泰, 惟村和宣, “GPS 信号のコンティニュイティについて,” 信学技報, SANE98-110, pp.9-15, Feb. 1999.
- [10] 米国沿岸警備隊のホームページより取得可能. <http://www.navcen.uscg.mil/>
- [11] J. Durand and A. Caseau, “GPS availability, part II: Evaluating of state probabilities for 21 and 24 satellite constellation,” J. ION, vol.37, no.3, pp.285-296, Fall 1990.
- [12] 坂井丈泰, 惟村和宣, “GPS 衛星の稼働率について,” 1998 信学ソ大, 通信 1, p.145, B-2-5, Sept. 1998.
- [13] T. Walter and P. Enge, “Weighted RAIM for precision approach,” Proc. ION GPS-95, pp.1995-2004, Palm Springs, CA, Sept. 1995.
- [14] Appendix E, “Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System Wide Area Augmentation System Airborne Equipment,” DO-229, RTCA, Jan. 1996.
- [15] 福島荘之介, 藤井直樹, “衛星故障を考慮した LAAS のアベイラビリティ,” 第 30 回電子航法研究所研究発表会, June 1998.
- [16] S. Sharkey and R. Johannesen, “Reliability performance in GPS receivers and the nature of their failures: Planning to live with realistic failure rates in satellite navigation system receivers,” J. Navigation, vol.50, pp.172-182, 1997.
- [17] C. Cohen, B. Pervan, D. Lawrence, H. Cobb, J. Powell, and B. Parkinson, “Real-time flight test evaluation of the GPS marker beacon concept for category III kinematic GPS precision landing,” Proc. ION GPS-93, pp.841-849, Salt Lake City, UT, Sept. 1993.

(平成 10 年 12 月 4 日受付, 11 年 3 月 5 日再受付)



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。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。宇宙開発委員会専門委員, 航空振興財団航空保安システム技術委員会, 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幹事。IEEE, ION (Institute of Navigation), 日本航海学会各会員。



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 による精密進入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受賞。RIN (Royal Institute of Navigation), 映像情報メディア学会, 日本航海学会, 日本航空宇宙学会各会員。