

7. 地上型補強システム (GBAS) のインテグリティ

航空施設部

※福島 莊之介 齊藤 真二 藤井 直樹

1 はじめに

地上型補強システム (GBAS: Ground-Based Augmentation System) は, ICAO がその国際標準を検討する次世代の進入着陸システムであり, カテゴリ 1 からカテゴリ 3 の精密進入などへの適用を目的とする. GBAS は, 空港に設置した基準局から擬似距離補正值, 進入パスなど補強情報を放送し, 航空機上で狭域 DGPS 測位を行うことを基本とする. また, GBAS は衛星型補強システム (SBAS: Satellite-Based Augmentation System) と並び GNSS (Global Navigation Satellite System: 全地球的航法衛星システム) の国際標準及び勧告方式 (SARPs: International Standards And Recommended Practices) [1] の主要要素を構成する. 米国 FAA (連邦航空局) は, 従来からこの GBAS の一種である狭域補強システム (LAAS: Local Area Augmentation System)[2] を提案し, 研究開発を続けており, FAA の諮問機関である RTCA (Requirement and Technical Concepts for Aviation) は, LAAS の技術基準 [3, 4, 5, 6] を発行し, その改版を重ねている.

GBAS 及び LAAS の技術基準では, 航法精度, インテグリティ (完全性), コンティニューイティ (連続性) の航法要件を満足することを規定している. このうち, インテグリティは従来から「システムが航法に使用すべきでないとき, ユーザにタイムリーに警報を発するシステムの能力」[7] とされ, また GNSS の国際標準では「トータルシステムによって提供される情報の正確さに寄せる信頼の尺度, ユーザにタイムリーに有効な警報を与える能力を含む」と定義される量である. カテゴリ 1 精密進入のインテグリティは, 1 進入あたり $1 - 2 \times 10^{-7}$ が要求される.

このため, GBAS では狭域の DGPS を基本にした多基準 (multiple reference) 方式 [1, 3] が採用される. 多基準方式の特徴は, DGPS の基準局を複数の受信機及び受信アンテナ (2~4 台) で構成し, 各受信機で生成される擬似距離補正值の平均を放送することである. また, ある受

信機である衛星の補正值の誤差がしきい値を越えた場合, その補正值を排除し, 残りの補正值を平均化する機能 (MRCC: Multiple Reference Consistency Check), 補正值の誤差を示す情報を放送し, 航空機側で計算した測位誤差の信頼限界 (プロテクションレベル) がしきい値を越える場合に警報を発出する機能など, インテグリティを確保するための監視機能を持つ. 電子航法研究所では, GBAS の性能を評価することを目的に, 2000 年 2 月に新東京国際空港内で, 4 式の基準受信機及び受信アンテナを用いて GPS 受信データの測定を行い, その測位性能 [8] とインテグリティ監視機能を検討した.

本文では, GBAS のインテグリティ監視機能について, 国際標準で採用される予定の方式を述べ, 新東京国際空港での受信データから放送されるインテグリティ・パラメータ, プロテクションレベルを計算し, インテグリティ監視方式について検討した結果を述べる.

2 GBAS のインテグリティ監視方式

2.1 平均化擬似距離と誤差の統計量

GBAS 地上装置は, 基準局を 2~4 台の基準受信アンテナ及び基準受信機で構成し, 擬似距離補正值 (PRC: Pseudo Range Correction) の平均値とそれに含まれる誤差の標準偏差を全可視衛星分放送する. 基準受信機 m で受信される n 番衛星の擬似距離補正值 PRc_m^n は, キャリアスムージングされた擬似距離 ρ_m^n と衛星位置 \underline{s}^n , 既知の基準アンテナ位相中心位置 \underline{r}_m から,

$$PRc_m^n = \rho_m^n - |\underline{s}^n - \underline{r}_m| \quad (1)$$

と求められる. 一方, 擬似距離補正值 PRc_m^n は,

$$PRc_m^n = PRC_m^n + \epsilon_m^n \quad (2)$$

と表現でき, PRC_m^n は, 地上の基準局と航空機上のユーザ局で相関がある誤差, ϵ_m^n は相関がない誤差である. 相関がある誤差は, 地上の誤差測定値を航空機側に送ることにより相殺して除

去することが可能であるが、相関のない誤差は除去できない。相関のある誤差は、電離層遅延、大気圏遅延による誤差、相関のない誤差は、マルチパス伝搬と受信機の熱雑音によるノイズが主要因である。また、 PRC_m^n には受信機のクロックバイアスが含まれる。

基準局では、このクロックバイアスを除去し、各擬似距離補正值 PRC_m^n の同期を図るため、受信機クロックバイアスの推定値 \tilde{b}_m

$$\tilde{b}_m = \frac{1}{N^*} \sum_{i=1}^{N^*} PRC_m^i \quad (3)$$

を求め、これを PRC_m^n から

$$PRCb_m^n = PRC_m^n - \tilde{b}_m \quad (4)$$

と差し引く。ここで、 N^* は全受信機で共通して受信される衛星の数である。全基準局で受信される衛星のみを使用する場合、この同期操作は行わなくてもユーザの測位結果に影響はない。しかし、低仰角の衛星は全基準局で受信できるとは限らず、またMRCCで排除することもあるため、その場合にはクロックバイアス除去が必要となる。

一方、擬似距離補正值の誤差 ϵ_m^n は、正規分布

$$\epsilon_m^n \sim N(0, \sigma_{pr_gnd}^2(\theta_n)) \quad (5)$$

に従うと仮定される。 θ_n は n 番衛星の EL 角、 $\sigma_{pr_gnd}(\theta_n)$ は n 番衛星の誤差の標準偏差の推定値である。 n 番衛星の平均擬似距離補正值 PRC^n は、 M 台の基準受信機の擬似距離補正值 $PRCb_j^n$ の平均として、

$$PRC^n = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M PRCb_j^n \quad (6)$$

と求められ、放送される。各擬似距離補正值のクロックバイアスを除去するのは、主にこの各受信機ごとの補正值を比較して B 値を計算し、放送するためである。B 値とは、 n 番衛星に関して平均化擬似距離補正值 PRC^n と基準受信機 m の補正值 PRC_m^n を除いた平均値との差

$$B_m^n = PRC^n - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq m}}^M PRC_j^n \quad (7)$$

である。これはまた、

$$B_m^n = \frac{1}{M-1} (PRC_m^n - PRC^n) \quad (8)$$

とも表現できて、基準受信機 m の擬似距離補正值の全基準受信機の平均擬似距離補正值からのバイアスを意味する。

この他、基準局では擬似距離補正值の変化率 (RRC: Range Rate Correction) を計算して、放送する。また、基準局には B_m^n があるしきい値より大きい場合、その PRC_m^n を排除する機能 (MRCC) があり、残りの PRC_m^n で式 (6) の平均化を行う。

2.2 航空機上での測位演算とプロテクションレベルの計算

一般の DGPS と同様に、航空機上では、伝送遅れ時間を考慮し、放送された PRC と RRC から、1 次式で擬似距離受信時刻の補正量を求め、航空機上のユーザ受信機で観測される擬似距離を補正する。補正された擬似距離 ρ^n には、 n 番衛星の位置 s^n 、ユーザ位置 r_u 、基準受信機側とユーザ受信機のクロックバイアスの差 b_u 、誤差 ϵ^n との間に、観測方程式

$$\rho^n = |s^n - r_u| + b_u + \epsilon^n \quad (9)$$

が成り立つ。ユーザ受信機では、式 (9) を線形化し、4 衛星以上の受信で、その重み付き最小 2 乗解

$$\underline{x}_u = S \underline{\rho} \quad (10)$$

を求める [1]。ここで、

$$S = (G^T W^{-1} G)^{-1} G^T W^{-1} \quad (11)$$

$$\underline{\rho} = [\rho^1 \cdots \rho^N]^T \quad (12)$$

$$\underline{x}_u = [x_u \ y_u \ z_u \ b_u]^T \quad (13)$$

T は転置を示す。また、

$$G = \begin{bmatrix} \underline{1}^1 & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \underline{1}^N & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$\underline{1}^n$ は、ユーザから見た n 番衛星の視線ベクトルを示す。重み行列 W は、

$$W = \text{diag}(\sigma_1^2, \dots, \sigma_N^2) \quad (15)$$

とし、 σ_i は大気圏遅延誤差、電離層遅延誤差を考慮して、

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr_gnd}^2 + \sigma_{tropo}^2 + \sigma_{air}^2 + \sigma_{iono}^2 \quad (16)$$

とする [1].

GBASでは、インテグリティを確保するため航法システム誤差 (NSE: Navigation System Error) が要求値を越えた場合、航空機上で警報を発生し、その測位値を航法に使わないことが要求される。しかし、航空機の真位置がわからないので、NSEは計算できない。そこで、NSEの信頼限界 (confidence bound) であるプロテクションレベル [1] を計算し、しきい値である警報限界 (AL: Alert Limit) と比較することによりその目的を達成する。プロテクションレベルには、垂直方向のVPL (Vertical Protection Level) と水平方向のLPL (Lateral Protection Level) があり、航空機上で受信される衛星の配置と地上から放送されるインテグリティ・パラメータなどから計算される。LPLまたはVPLは、水平または垂直誤差がこの値を越える確率が十分低くなるように与えられる。

以後、説明の簡単化のため精度要求の厳しい垂直方向のVPLのみを扱うこととし、国際標準で定義される具体的な計算法を付録に示す。この計算法は、文献 [9] に基づいており、RTCA及びICAOでの議論によって決定された。VPLは、VAL (Vertical Alert Limit; カテゴリ1で10m) と比較され、VPLがVALを越えた場合、警報として測位値を航法に使わない。文献 [9] では、規定時間内 (カテゴリ1では6秒) に警報を發せず、航法誤差がALを越える状態をHMI (Hazardously Misleading Information) と定義し、HMIの確率が割り当てられたインテグリティのリスクを越えない、プロテクションレベルの計算法を示している。国際標準 [1] では、プロテクションレベルによるインテグリティのリスクを、十分低い 5×10^{-8} 以下としており、これは、GBAS地上装置全体のリスクである 1.5×10^{-7} の一部となる。

また、地上から伝送され、プロテクションレベルの計算に使われる σ_{pr_gnd} は、基準受信アンテナ、基準受信機の性能及び基準受信アンテナの設置環境に依存するサイト固有の値である。また、この推定値を実時間に計算するのが難しいため、

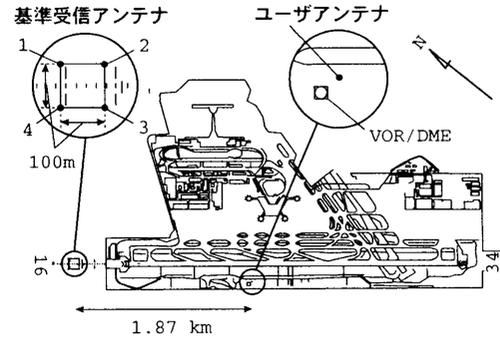


図1: 基準局及びユーザ局の配置 (新東京国際空港)

長時間の観測データからモデルを推定し、実時間に監視する方法が検討される [10]. 国際標準では、この *rms* の上限を

$$RMS_{pr_gnd} \leq \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_n/\theta_0})^2}{M} + (a_2)^2} \quad (17)$$

と定義し、各パラメータを定数で与えて、地上局の精度指標 (GAD: Ground Accuracy Designator) を A, B, C とランク付けする (C が最高性能) .

3 GPS 受信データの測定

2000年2月15~18日、新東京国際空港内の滑走路周辺に基準局と固定のユーザ局を配置し、擬似距離、エフェメリスなどGPS受信データを測定した。このとき、受信データにはSA (Selective Availability) と呼ばれる意図的な精度劣化が含まれる。図1に基準局及びユーザ局の配置を示す。基準局は滑走路16の進入端から700m付近に配置し、ユーザ局は基準局から1.87km離れた位置に置く。基準受信アンテナは、北から時計回りに1~4と番号を付ける。

GPS信号の受信には、全てNovAtel社の2周波ナローコリレータ受信機 (MiLLennium-STD) とチョークリング付きパッチアンテナを使用する。基準局は、受信アンテナを正方形の頂点の位置に配置し、その間隔を100mとする。受信アンテナは、地上高を変えて0.0m, 2.0m, 4.3 mの3パターンの設置を行い、低損失のケーブル (0.1dB/m ; 120m) で車両内に置いた受信機に接続する。地上高は、地面からチョークリングのベース部までの高さとする。ユーザ局の受信アンテナは、常に地上高4.3mで設置する。基準局及びユーザ局の受信アンテナの位相中心の位置は、あらかじめGPS静止測量によって計測し、4

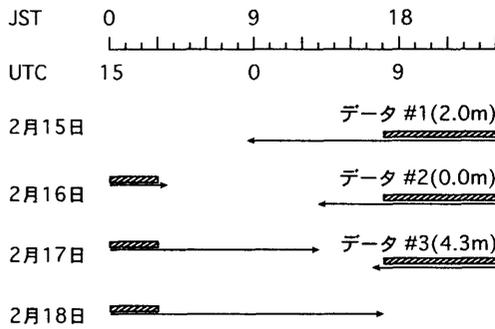


図 2: 処理対象データの時間

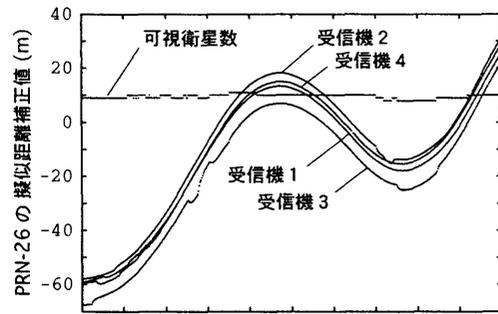
台の基準受信機に設定しておく。補正データの実時間の伝送は行わず、4 台の基準受信機の補正值とユーザ受信機の擬似距離、エフェメリスなどを記録し、後処理による測位計算を行う。

データ記録は 1 秒周期とし、マスク角は 5 度、キャリアスムージングの時定数を 100 秒と設定する。図 2 に全記録データ（矢印付き実線）と処理対象データ（斜線部分）の関係を示す。地上高が異なる 3 パターンのデータを同じ衛星配置で比較するために、処理データ（#1～#3）の開始時刻の差を 1 恒星日（23 時間 56 分 4 秒=86164 秒）とし、連続データ長が最大となる 10 時間を 1 パターンの対象データとする。

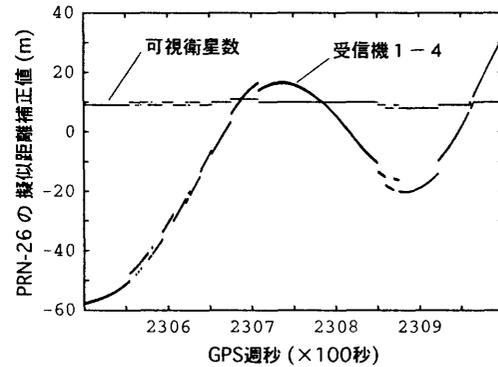
4 計算結果

測定した 4 基準局の PRC のクロックバイアスを式 (4) の方法で除去し、式 (6) の平均を求め、ユーザ局の擬似距離を補正して、測位演算を行い式 (10) の重み付き最小 2 乗解を求める。最小 2 乗演算には、観測方程式にハウスホルダー法 [11] を適用する。ただし、重み行列の対角要素には、ユーザ受信機が出力する各衛星の重みを用いる。また、RRC は考慮しない。次に、各基準受信機 m の PRC_m^n から B_m^n を求め、 σ_{pr-gnd} とから VPL を計算する。ただし、 σ_{pr-gnd} には、 RMS_{pr-gnd} の最大値を使用する。精度指標パラメータは、GAD と機上の精度指標 AAD (Airbone Accuracy Designator) は、両者とも B とする。簡単のため、式 (16) の σ_{iono} と σ_{tropo} は用いない。 σ_{air} は現時点での最終 SARP s 案 [1] に従う。

図 3(a) にクロックバイアスを除去する前の各受信機の PRC, (b) にクロックバイアスを除去した後の PRC の例を示す。図からバイアス除去後には、PRC がほぼ同じ値になり比較できること



(a)クロックバイアスを含む擬似距離補正值



(b)クロックバイアスを除いた擬似距離補正值

図 3: 擬似距離補正值のクロックバイアスの除去

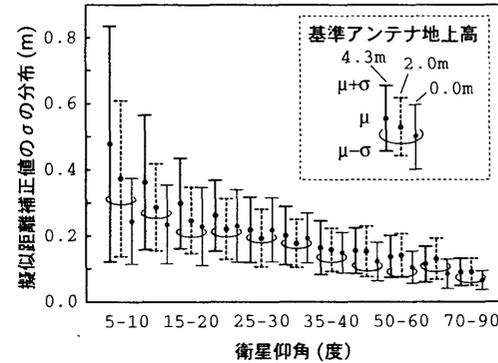


図 4: 擬似距離補正值の標準偏差の分布と衛星仰角

がわかる。(b) で PRC にステップ状の変化が生じるのは、受信衛星数によりクロックバイアス推定値 \tilde{b}_m が変化するためである。しかし、ステップ状の変化は全衛星に共通であるため、ユーザ測位値には影響せず、測位解のクロックバイアス (式 (13) の b_u) にのみ影響する。さらに、クロックバイアス除去後の 4 受信機の PRC から求めた、全受信衛星の PRC の標準偏差の分布を衛星仰角別を示す (図 4)。また、式 (7) で求めた全受信衛星の B 値を図 5 に示す。これらの図から、PRC は低仰角でばらつきが大きく、特に仰角 15 度以下でその影響が顕著になることがわかる。また、図 4 から、基準アンテナの地上高が

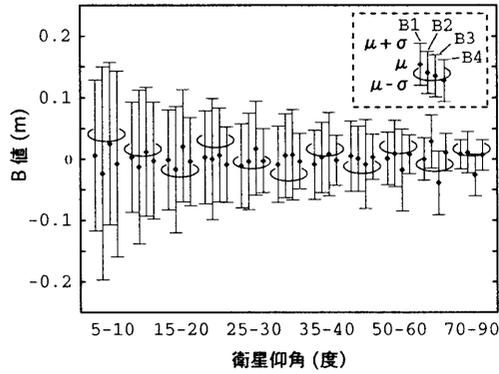


図 5: B 値の分布と衛星仰角

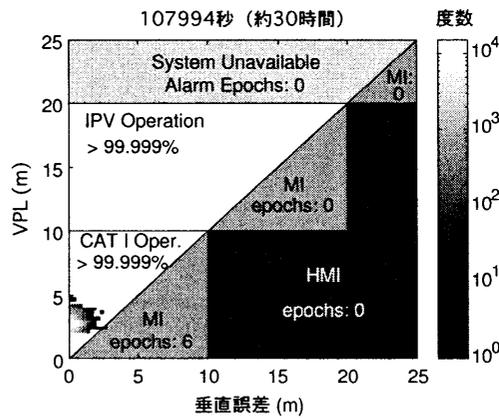


図 6: VPL チャート

0m の場合のばらつきが一番小さい。

次に、全処理データ（30 時間分）の VPL とユーザの垂直誤差から VPL チャートを描き、図 6 に示す。VPL チャートは、垂直誤差及び VPL の分布と VAL の関係を同時に示す図で、トライアングルチャートまたはスタンフォードチャート [12] とも呼ばれる。また、図中には垂直誤差が VPL を越える場合、VPL が VAL を越え警報となる場合の数を示す。図では 10m を CAT1 の VAL、20m を IPV（垂直ガイダンス付き進入：SARPs の APV に相当する）の VAL と仮定し、垂直誤差が VPL を越える場合を MI、垂直誤差が、CAT1 や IPV の警報なしに VAL を越える場合を HMI と表記する。この結果、

- (a) 垂直誤差（絶対値）は 2.5m 以下、VPL は 2~6m 付近に分布する
- (b) VPL が VAL を越える警報状態は 1 件も発生していない
- (c) 垂直誤差が VAL を越える場合は 1 件もない
- (d) 垂直誤差が VPL を越える場合は 6 件発生する

ことがわかる。

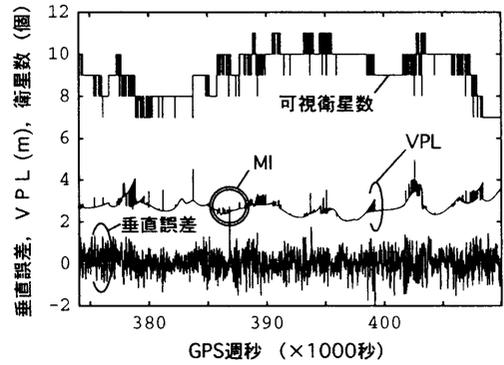


図 7: 垂直誤差と VPL の時間変化 (#3)

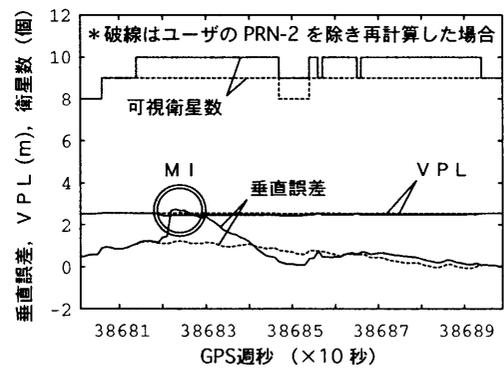


図 8: MI 付近の垂直誤差と VPL の時間変化

5 考察

VPL チャートで MI が発生する原因 (d) について考察する。MI の発生時刻を特定するため、垂直誤差と VPL の時間変化を調べる。図 7 は #3 の時間変化であり、GPS 週秒 38600 秒付近で MI 状態が発生していることがわかる（図中の◎）。また、この時刻付近の拡大（図 8）から、MI は GPS 週秒 386822~386827 の 6 秒間で発生していることがわかる。基準局には、B 値を監視し、あるしきい値を越えた場合にその PRC を取り除いて、残りの PRC で平均の補正値を計算する MRCC 機能がある。そこで、B 値のしきい値との比較を実施する。しきい値は $5.6\sigma_{pr-gnd}$ とする [13]。この結果から、MI の時刻に B 値はしきい値を越えず、MI の原因はユーザ側に存在することがわかる。そこで、この時刻のユーザの受信データを調べたところ、仰角が約 6 度の低い衛星（PRN-2）が測位演算に使用されており、MI 時刻の前後で受信レベルが急峻に変化していることがわかった。さらに、測位演算から PRN-2 を取り除いて再計算した結果（図 8 の破線）MI の原因がユーザ受信機の PRN-2 の擬似距離にあることが判明した。

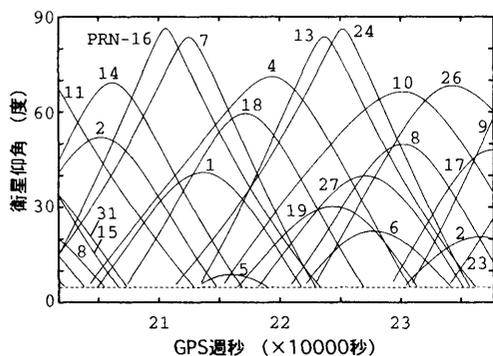


図 9: 可視衛星仰角 (#1)

PRN-2 は、その時刻に仰角 6.1 度、方位角-160.6 度方向にあり、没する直前の衛星である。図 9 に #1 での受信衛星仰角を示す。PRN-2 の受信 C/No は 34.2dB-Hz であり、受信機のステータスパラメータ（フェーズ・コードロック、パリティ）などにも異常は発見できない。しかし、MI 時刻前後では、C/No の変動が大きく、一時受信不能になることもある。MI 時刻に衛星が存在した位置には、仰角 5 度の高度で遠方に構造物（煙突）が存在しているが、構造物が受信アンテナから遠方にあるため、マルチパスによる影響は考えにくい。また、ほぼ衛星配置が同じ 1 恒星日後に、この現象は再現しない。さらに、この誤差が偶発的に発生したものかどうかを調べるため、垂直誤差の分布を図 10 上に示す。垂直誤差が 2.3~2.7m 付近に存在する 10 件の誤差（上図中の◎）は、他の誤差と分布が異なる。MI の 6 件は、この 10 件に含まれる。（残りの 3 件はその周辺の VPL を越えなかったデータ、1 件は #1 で発生している）また、垂直誤差を正規化し、正規分布と比較する（図 10 下）。この結果、垂直誤差の分布は、正規分布よりも裾の広い分布であることがわかる。

次に、データ #1（図 11）で発生している誤差を考える。この誤差は、GPS 週秒 217030 で 1 件だけ発生しており、その時刻の受信データを調べたところ、原因は基準受信機 1 で受信されている PRN-7 にあることがわかった。PRN-7 は、EL 角が 49.7 度の衛星で C/No は 49.4dB-Hz と十分高い。しかし、その擬似距離補正値は 16.9m であり、他の基準受信機 2~4 の補正値が 36.0m 前後であることから、誤差を含むことがわかる。この PRN-7 のステータスには異常があり、パリティ誤りやサイクルスリップなどを示す。しかし、

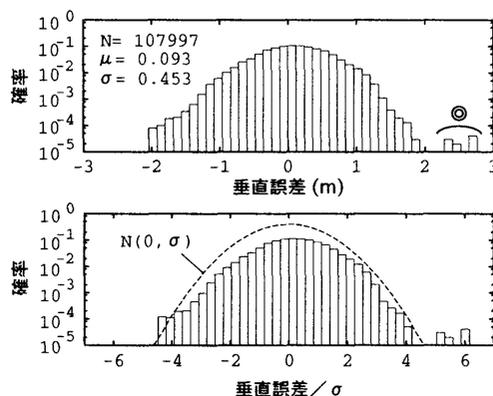


図 10: 垂直誤差の分布

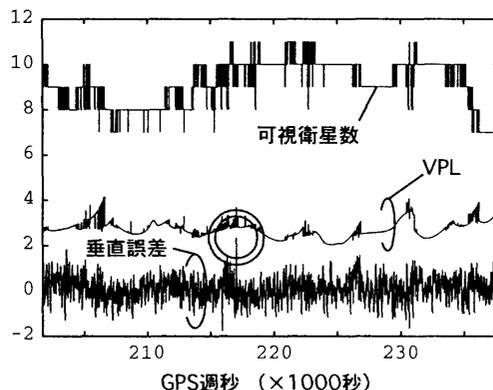


図 11: 垂直誤差と VPL の時間変化 (#1)

同様のステータス異常は低仰角の衛星で頻繁に発生し、その時刻での測位値は正常であることから、ステータス異常の PRC を全て排除することはユーザの測位演算に用いる可視衛星数を必要以上に少なくすることになる。また、その B 値の絶対値は 4.5m であり、しきい値の 0.4m より十分大きく、MRCC 機能で除去できる。しかし、MRCC で除去と判定される場合は #1 で 3 件 (217026, 217030, 217031) 発生しており、2 件は誤警報となる。

6 おわりに

GBAS のインテグリティ監視方式について述べ、新東京国際空港内で実施した GPS 受信データの測定結果から、インテグリティ・パラメータを計算して、測位誤差と VPL の関係について検討した。この結果、垂直誤差が VPL を越える場合が 6 件あり、これは分布の異なる 10 件の垂直誤差に起因することがわかった。この垂直誤差の原因は 2 種類あり、そのうち 1 種類は、ユーザ受信機で受信されている低仰角衛星 (6.1 度) の擬似距離の誤差による。この現象は、航空機側で何らかの方法（例えば、SBAS のユーザ受信

機に備えられる RAIM 機能, 国際標準の ABAS (Aircraft-Based Augmentation System) の機能など) により対応すべきであり, 地上装置側のインテグリティ性能には問題がない. もう 1 種類は, MI にはならないが, 基準受信機 1 で受信される高仰角衛星が原因するものであり, 基準局側で実施する B 値のしきい値との比較 (MRCC) で判定された. しかし, その判定法の最適性については, 検討の余地がある.

また, ユーザ垂直誤差が正規分布より裾の広い分布を持つことは, プロテクションレベルとインテグリティ・リスクの關係に重要な意味があり, 今後の検討を要する. 当面の課題は, インテグリティ監視のための実験設備を空港内に設置し, 連続的な長期間の GPS データを常時計測することにある. この結果, 地上装置に起因して GBAS がインテグリティを損なう事象が観測されれば, その原因を解明して地上側で監視する方法を検討する必要がある. また, 確率的にしか発生しない現象についても, 要求されるインテグリティを満足し, かつアベイラビリティを最大にする MRCC のしきい値の設定, 判定法の改良, σ_{pr_gnd} の推定及び監視方法など地上装置での監視手法の検討は今後の課題となる.

謝辞

新東京国際空港内での GPS 受信データの測定にご協力頂いた新東京国際空港公団の関係各位に感謝致します.

参考文献

- [1] ICAO GNSSP, "Draft SARPs and Guidance Material for GNSS," in Report of AN-WP/7556, Nov. 2000.
- [2] P. Enge, "Local area augmentation of GPS for the precision approach of aircraft," Proc. IEEE, vol. 87, no. 1, pp.111-132, Jan. 1999.
- [3] RTCA SC-159, Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation System (LAAS), RTCA/DO-245, Sept. 28, 1998.
- [4] RTCA SC-159, GNSS Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-In-Space Interface Control Document(ICD), RTCA DO-246, Sept. 1998.

- [5] RTCA SC-159, GNSS Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-In-Space Interface Control Document(ICD), RTCA DO-246A, Jan. 2000.
- [6] RTCA SC-159, Minimum Operation Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment, RTCA DO-253, Jan. 2000.
- [7] U.S. Department of Defence, Department of Transport, Federal radio navigation plan 1999, Feb. 2000.
- [8] 福島荘之介, 齊藤真二, 藤井直樹, "4.2 多基準局を用いる狭域 DGPS の測位実験," GPS シンポジウム 2000, pp.113-120, 日本航海学会 GPS 研究会, Nov. 2000.
- [9] F. Liu, T. Murphy, T. A. Skidmore, "LAAS signal-in-space integrity monitoring description and verification plan," Proc. ION-GPS, pp.485-497, Sept. 1997.
- [10] B. Pervan, S. Pullen, I. Sayim, "Sigma estimation, inflation, and monitoring in the LAAS ground system," Proc. ION-GPS, pp.1234-1244, Sept. 2000.
- [11] 中川徹, 小柳義夫, 最小二乗法による実験データ解析, pp.29-124, 東京大学出版会, 東京, 1989.
- [12] T. Walter, A. Hansen, P. Enge, "Validation of the WAAS MOPS integrity equation," Proc. ION-ANN, pp.217-226, June 1999.
- [13] FAA, Specification performance type one local area augmentation system ground facility, FAA-E-2937, Sept. 1999.

A 付録

全基準受信機と全受信衛星が正常状態であると仮定し, この状態の VPL_{H0} を

$$VPL_{H0} = K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{i,vert}^2 \sigma_i^2} \quad (18)$$

と求める。ここで、

K_{ffmd} : 正常状態でのミス検出確率から求められる乗数

$s_{i,vert} := s_{i,3} + s_{i,1} \times \tan(\text{GS角})$

$s_{i,1}$: 行列 S の第1行の i 番要素

$s_{i,3}$: 行列 S の第3行の i 番要素

である。また、潜在的故障が1つの基準受信機に存在すると仮定した場合の VPL_{H1} を

$$VPL_{H1} = \max[VPL_j] \quad (19)$$

と求める。ここで、

$$VPL_j = |B_{vert_j}| + K_{md}\sigma_{vert,H1} \quad (20)$$

$$B_{vert_j} = \sum_{i=1}^N s_{i,vert} B_{i,j} \quad (21)$$

$$\sigma_{vert,H1}^2 = \sum_{i=1}^N s_{i,vert}^2 \sigma_{i,H1}^2 \quad (22)$$

$$\sigma_{i,H1}^2 = \binom{M_i}{U_i} \sigma_{pr-gnd}^2 + \sigma_{pr-air}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2 \quad (23)$$

である。また、このとき

M_i : i 番衛星の擬似距離補正値を計算している基準受信機の数

U_i : j 番基準受信機を除き、 i 番衛星の擬似距離補正値を計算している基準受信機の数

であり、以上で求めた VPL_{H0} と VPL_{H1} から VPL を

$$VPL = \max[VPL_{H0}, VPL_{H1}] \quad (24)$$

と計算する。