

22. GPS信号の異常と地上型補強システム(GBAS)の観測値品質モニタの検討

通信・航法・監視領域 ※福島 荘之介

1. はじめに

地上型補強システム (GBAS : Ground-Based Augmentation System) は、ディファレンシャル GPS を用いた、次世代の進入着陸システムである。ICAO (国際民間航空機関) は、GBAS を含む CAT-I までの GNSS (Global Navigation Satellite System) の国際標準及び勧告方式 (SARPs) [1] を発行し、CAT-II, III 標準の検討を続けている。FAA (米連邦航空局) は、インテグリティ設計が検証可能な CAT-I プロトタイプを開発中である [2]。

GBAS の特徴は、信頼度の高い警報機能を有し、航空航法装置に特有の厳しい安全性要件を満たすことである。この警報機能は、衛星及び地上システムに異常が発生した場合、地上側が航空機上に航法サービスの利用不可をタイムリーに通知する。ICAO は、GBAS に必要な要件として、測位精度の他、システム動作の信頼性であるインテグリティ (Integrity: 完全性)、コンティニュイティ (Continuity: 連続性)、アベイラビリティ (Availability: 有効性) を定義した。現在までに、CAT-III 性能 [3] の測位精度が飛行実証されており、これら安全性要件を達成することが主要な研究課題である。

システムの異常は、主に GPS 衛星の故障、大気圏による信号の異常、地上システムの異常などである。FAA は GBAS 地上装置の仕様 [4] の中で、6つの脅威 (threat) モデルを記述し、モニタを要求した。これらは、(脅威1) GPS 衛星の信号電力低下、(脅威2) コード・搬送波ダイバージェンス (divergence)、(脅威3) 擬似距離の加速度過剰、(脅威4) 放送暦異常、(脅威5) 電離層遅延量の異常勾配、(脅威6) 信号歪み (SV19 問題)、である。また、RTCA, Inc. はこれら異常のインテグリティ・リスクを配分したリスク木を提案した [3]。

本研究の目的は、これらの脅威を対象とし、GBAS 地上装置の基準局に設置される複数の GPS 受信機の観測値から異常検出・衛星排除アルゴリズムを開発することである。ただし、(脅威6)

は GPS 受信機内部で検出する方針のため、本研究では扱わない。現在までに、Stanford 大学の研究例が発表されており、インテグリティモニタテストベッド (IMT : Integrity Monitor Testbed) [5] と呼ばれるソフトウェアプロトタイプが開発された。しかし、このプロトタイプ以外に発表例はなく、十分な検討がなされたとは言えない。本稿では、上記モデルの (脅威1) ~ (脅威3) を対象とし、フィールドデータを利用して、IMT と同等の検出アルゴリズムを実装し検討した結果を述べる。

2. GPS 信号異常と GBAS への脅威

本稿で対象とする脅威モデルは、GPS 衛星の故障と電離層など伝搬経路の異常により発生する [6,7]。(脅威1) GPS 衛星の信号電力低下は、送信系の他、姿勢制御系、電源系、太陽電池パドル系の故障に原因する。これにより GBAS 基準局受信機で特定衛星の C/N_0 が通常より低下する。 C/N_0 の低下は測距誤差を増加させるため、GBAS が放送する補正值 (PRC) の誤差がインテグリティ情報として放送する測距誤差の標準偏差の上界 (σ_{pr_gnd}) を越える場合がある。航空機上では、 σ_{pr_gnd} に基づき測位誤差の信頼性上界であるプロテクションレベル (PL) を計算する。このため、測位誤差が PL を上回る HMI (Hazardously Misleading Information : ユーザに危険な偽の情報) と呼ばれる事象が発生し、安全上問題となる可能性がある。

(脅威2) コード・搬送波ダイバージェンスは、GPS 衛星の信号生成系 (原子時計のタイムキーピングシステム) の不具合の他、電離層の異常活動により発生する PRN コードと搬送波位相の伝搬速度の不一致である。GBAS の機上受信機と地上の基準局受信機では、搬送波位相を利用してコード擬似距離をスムージング (キャリアスムージング) するため、補正值の誤差が増加し、上記と同様に HMI が発生する可能性がある。ただし、このダイバージェンスは、通常マルチパスによって増加するため分離する必要がある。

（脅威3）擬似距離加速度過剰は、GPS衛星搭載の原子時計の異常に原因する。原子時計の異常は、バイアス的または周期の遅いドリフトの場合、擬似距離の変化が遅いため、GBASが2 Hzで放送する補正值（PRC）、補正值変化率（RRC）により十分補正可能であり、インテグリティの問題とはならない。PRCが線形的に増加し、一定時間後に送信可能な桁数（ビット数）を超えた場合には、当該衛星は排除される。一方、急峻な変化（ランプ的、ステップ的）あるいは加速度的な変化が発生した場合には、補正值誤差が増大して、上記と同様にHMIとなる可能性がある。

3. 異常信号検出アルゴリズム

IMTでは、複数台（通常4台）のGBAS基準局受信機が出力する受信衛星の擬似距離、搬送波位相、放送暦から、（脅威1）～（脅威5）を検出するためのアルゴリズムを提案しており、これらをインテグリティ・モニタ・アルゴリズムと呼ぶ。このモニタは、SQM（信号品質モニタ）、MQM（観測値品質モニタ）、DQM（データ品質モニタ）と呼ばれる。IMTは、これらモニタ以外にも、EXM（エグゼクティブモニタ）、MRCC（多基準一致性チェック）、放送するディファレンシャル補正值を作成するアルゴリズムを含む。本稿の範囲は、MQMとSQMの一部に分類されるモニタ・アルゴリズムに限る。

IMTの検出アルゴリズムの特徴は、警報の閾値を決定するために、ガウスオーババウンド法（Gaussian Overbounding Method）を利用することにある。本節では、（脅威2）コード・搬送波ダイバージェンスのテストを例に本手法による閾値決定法を説明する。

図1に観測値より求めたコード・搬送波ダイバージェンスを示し、本例の検定統計量とする。この計算法は後述するが、基本的にはマルチパスを含む、電離層遅延量の変化率であり、仰角に依存する。このため、図2に示すように、10度毎の仰角の区間でダイバージェンスの標準偏差 σ_{el} を計算し（赤丸）、4次式で補間する（赤波線）。次に、ダイバージェンスを σ_{el} により除して正規化し（図3）、頻度分布（図4）を求め、このとき、平均がゼロでない場合があるが、ここでは小さいためゼロとみなした。

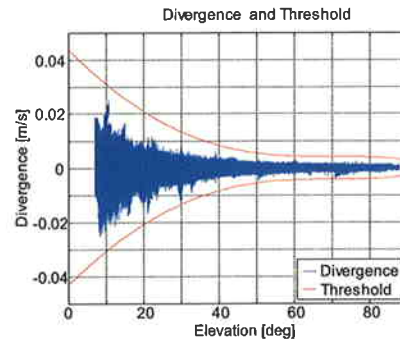


図1: コード・搬送波ダイバージェンス

この頻度分布を全サンプル数で除し、確率密度関数を求める（図5の青点）。この結果、確率密度関数は、ガウス分布の中心部と指数分布に近い裾野からなる混合分布と考えられる。図5中の赤波線は、確率密度関数の標準偏差を持つガウス分布であり、赤実線は確率密度関数をオーババウンドするガウス分布である。オーババウンドする分布は、 $\pm 6\sigma$ 付近で確率密度関数を越える。ただし、確率密度関数の全区間の累積は1となるため、ゼロ付近では確率密度関数よりオーババウンド分布が小さい。このオーババウンド分布の標準偏差と密度関数の標準偏差の比をインフレーション・ファクタ（inflation factor） f と呼ぶ。

図6は、上記の累積密度関数であり、赤波線と赤実線は同様の意味である。この方法では、 -6σ 付近でオーババウンド分布が累積密度関数を越え、かつ、 $+6\sigma$ では青点を越えない。確率密度関数からオーババウンド分布を求める方法は、確率密度関数の形状が特殊な場合に問題点を残しており[8]、IMTでは累積密度関数による方法が採用されている。このため本稿でも累積密度関数を利用した。ただし、直感的な理解を助けるため、次節の各モニタの説明では、確率密度関数とオーババウンド分布の関係図を示す。

この結果決定されたオーババウンド分布の $f\sigma$ は、図2の赤実線である。最後に、ダイバージェンスの閾値を $6f\sigma$ として決定する（図1の赤実線）。ガウス分布の確率密度から、この閾値の誤警報確率は、 1.9732×10^{-9} 以下となる。 6σ は、コンティニューイティ要求の一部から決められた暫定値である。

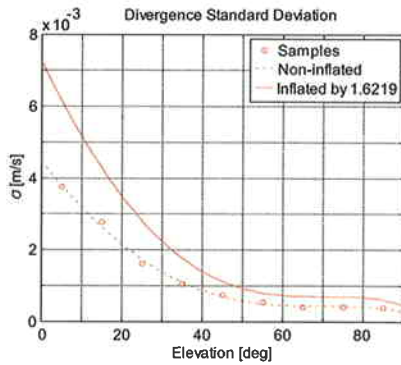


図2: ダイバージェンスの標準偏差

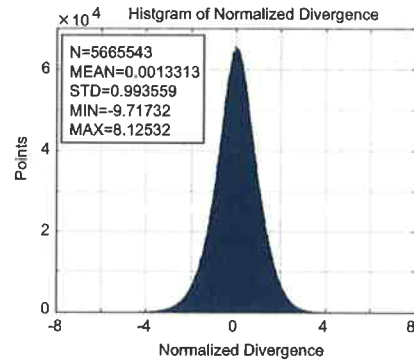


図4: 正規化ダイバージェンスの頻度分布

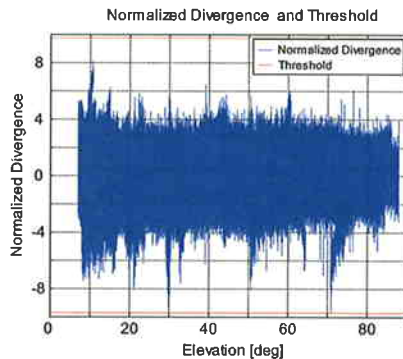


図3: 正規化ダイバージェンス

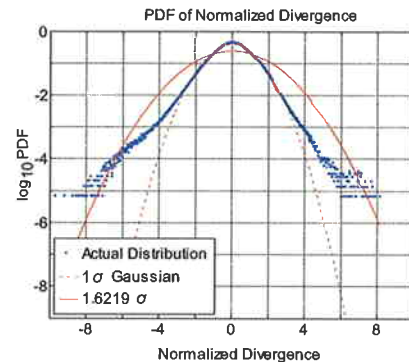


図5: 確率密度関数とオーババウンド分布

との平均,

$$C/N_{0_ave,m,n}(k) = \frac{1}{2} (C/N_{0,m,n}(k-1) + C/N_{0,m,n}(k)) \quad (1)$$

とする。

閾値の決定は、受信機別に行う。これは受信機及び受信アンテナ中のプリアンプの製造誤差、これらを接続するケーブルの減衰量のばらつきにより、 C/N_0 が異なるためである。閾値は、同一受信機では全受信衛星に同一と設定した。

図7は基準局受信機2の C/N_0 の確率密度関数とオーババウンド分布、図8は各受信機のオーババウンド分布である。図9は、基準局受信機2で受信したPRN16衛星の C/N_0 とオーババウンド分布の閾値（下側 6σ ）である。低仰角で C/N_0 が変動するのは、大地反射によるマルチパス波の影響である。

4.2 コード・搬送波ダイバージェンスの検定

本検定は、GBAS基準局受信機が出力する、コード擬似距離 ρ 、搬送波位相 ϕ を利用する。 ρ はキャリアスムージングする前の受信機出力である。単位は両者ともメートルとする。コード擬似距離と搬送波位相の差 z は、 m, n, k を前

4. モニタとその適用結果

本節では、(脅威1) GPS衛星の信号電力低下、(脅威2) コード・搬送波ダイバージェンス (divergence)、(脅威3) 擬似距離の加速度過剰、の検定について、前節で説明したガウスオーババウンド法の検定統計量を示す。併せて、各検定にガウスオーババウンド法を適用した結果を示す。適用したデータは、仙台空港内に設置したGBASプロトタイプ4台のGPS受信機により2003年11月1日に取得した観測データ(24時間, 2Hz)である。空港内のGBASプロトタイプの設置状況、データ取得方法は、文献[9]に詳しい。

4.1 GPS衛星の信号電力低下の検定

本検定は、GBAS基準局受信機が出力する、受信GPS衛星の C/N_0 値を用いる。GPS受信機は4台、各受信機は12チャンネルを持つ。各GPS受信機は、100m以上の距離を置いて設置されるため、マルチパス誤差に対して独立と仮定できる。ここで、 k エポックに m 番受信機の n 番チャンネルで受信された衛星の C/N_0 を $C/N_{0,m,n}(k)$ とし、検定統計量を1エポック前の $C/N_{0,m,n}(k-1)$

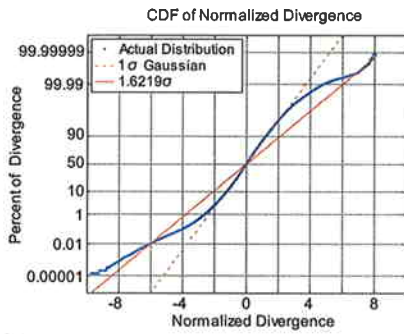


図 6: 累積密度分布とオーババウンド分布

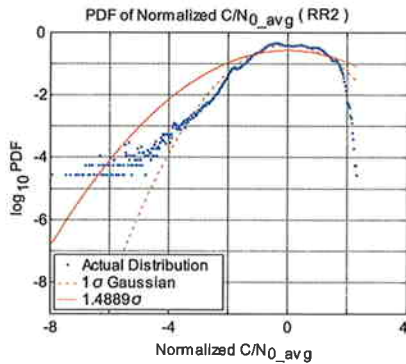


図 7: C/N_0 の確率密度関数とオーババウンド分布 (基準局受信機 2)

節と同様とすれば,

$$z_{m,n}(k) = \rho_{m,n}(k) - \phi_{m,n}(k) \quad (2)$$

であり, この 1 エポック前の z との差は,

$$dz_{m,n}(k) = z_{m,n}(k) - z_{m,n}(k-1) \quad (3)$$

となる.

検定統計量は, dz を移動平均した,

$$Dvgc_{m,n}(k) = \frac{\tau(k) - T'_s}{\tau(k)} Dvgc_{m,n}(k-1) + \frac{1}{\tau_d} dz_{m,n}(k) \quad (4)$$

であり, ダイバージェンスと呼ばれる. ここで, $\tau(k)$ は

$$\tau(k) = \begin{cases} kT_s, & k < \tau_d/T_s \\ \tau_d, & \text{else} \end{cases} \quad (5)$$

であり, τ_d は移動平均の定数で 200 秒, T'_s は ρ , ϕ の更新頻度で 0.5 秒である. 通常, $\tau(k)$ は単に時定数として扱われるが, 式 (5) はその改良であり, 移動平均の収束速度を向上する.

ダイバージェンスの確率密度関数は, 既に図 5 に示した. 図 10 は, 基準局受信機 2 の PRN16 衛星のダイバージェンスと閾値の関係を示す.

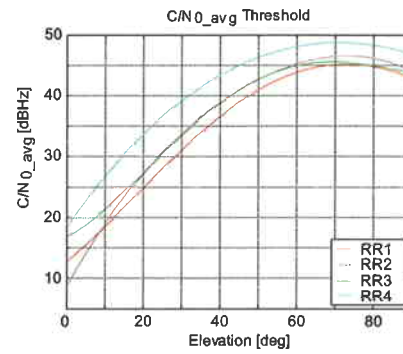


図 8: C/N_0 のオーババウンド分布 (各基準局受信機)

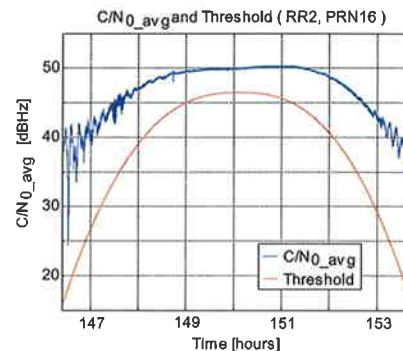


図 9: C/N_0 と閾値 (PRN16, 基準局受信機 2)

4.3 擬似距離の加速度過剰の検定

4.3.1 搬送波位相の加速度, ランプ, ステップの検定

本検定の目的は, 搬送波位相のインパルスの, ランプ的, ステップ的な過大加速度, または急峻な変化を検出することである. 検定統計量は, 各種補正を行った搬送波位相 ϕ^* を 2 次近似した後の 2 次係数 (加速度), 1 次係数 (ランプ), 0 次係数 (ステップ) である. $\phi_{m,n}^*(k)$ は 10 エポックで,

$$\hat{\phi}_{m,n}^*(k, t) = \frac{d^2 \phi_{m,n}^*(k, t)}{dt^2} \frac{t^2}{2} + \frac{d\phi_{m,n}^*(k, t)}{dt} t + \phi_{0,m,n}^*(k) \quad (6)$$

と近似する. ここで, $t = 0$ は $k - 9$ エポックを, $t = T'_s$ はエポック $k - 8$ を意味する. 加速度 $Acc_{m,n}(k)$, ランプ $Ramp_{m,n}(k)$, ステップ

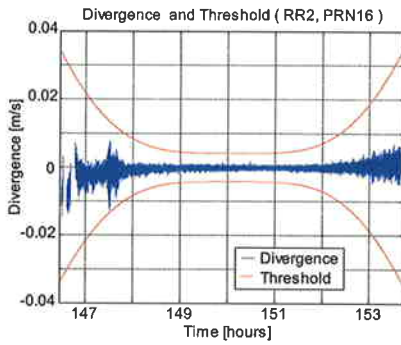


図 10: ダイバージェンスと閾値 (PRN16, 基準局受信機 2)

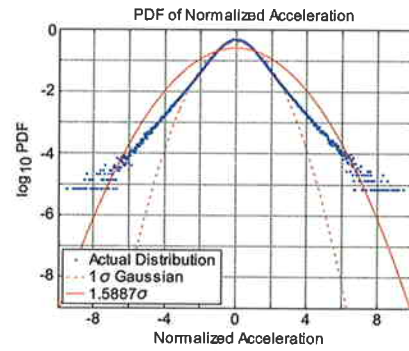


図 11: 搬送波加速度の確率密度関数とオーババウンド分布

$Step_{m,n}(k)$ は、近似式の係数であり、

$$Acc_{m,n}(k) \equiv \frac{d^2 \phi_{m,n}^*(k, t)}{dt^2} \quad (7)$$

$$Ramp_{m,n}(k) \equiv \frac{d \phi_{m,n}^*(k, t)}{dt} \quad (8)$$

$$Step_{m,n}(k) \equiv \phi_{m,n}^*(k) - \phi_{m,n}^*(k-1, 10T_s) \quad (9)$$

と定義される。ここで、 $\phi_{m,n}^*$ は、補正された搬送波位相 $\phi_{c,m,n}$ から、

$$\phi_{m,n}^*(k) = \phi_{c,m,n}(k) - \frac{1}{N_m} \sum_{j \in S_m(k)} \phi_{c,m,j}(k) \quad (10)$$

と求め、第2項により受信機のクロックドリフトを排除する。 S_m は m 番受信機で追尾する N_m 機の衛星集合であり、近似する 10 エポックで固定とする。

補正された搬送波位相 $\phi_{c,m,n}$ は、

$$\phi_{c,m,n}(k) = \phi_{m,n}(k) - R_{m,n}(k) - \tau_{m,n}(k) - \phi_{ci,m,n}(0) \quad (11)$$

と求める。 $R_{m,n}$ は衛星位置と基準局位置の差の距離、 $\tau_{m,n}$ は、エフェメリスから計算する衛星クロックである。 $\phi_{ci,m,n}$ はエポック 0 での初期値であり、

$$\phi_{ci,m,n}(0) = \phi_{m,n}(0) - R_{m,n}(0) - \tau_{m,n}(0) \quad (12)$$

とする。

図 11 に搬送波加速度の確率密度関数とオーババウンド分布、図 12 に搬送波加速度と閾値の関係を示す。ランプ、ステップについても、同様の図を書くことができるが省略する。

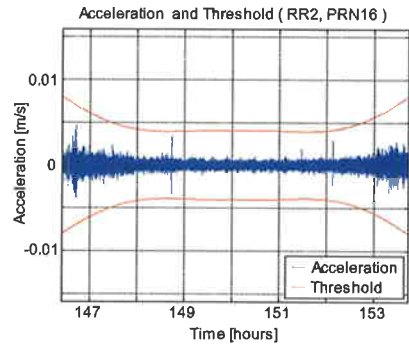


図 12: 搬送波の加速度と閾値 (PRN16, 基準局受信機 2)

4.3.2 擬似距離の変化の検定

本検定の目的は、キャリアスムージングされる前の生擬似距離のインパルスの及びステップ的な過大変化を検出することである。検定統計量は、

$$Inno_{m,n}(k) \equiv \rho_{m,n}(k) - (\rho_{s,m,n}(k-1) + \phi_{m,n}(k) - \phi_{m,n}(k-1)) \quad (13)$$

であり、これをイノベーションと呼ぶ。ここで、 $\rho_{s,m,n}$ はキャリアスムージングされた擬似距離であり、次節で述べる。

図 13 にイノベーションの確率密度関数とオーババウンド分布を、図 14 に基準局受信機 2 の PRN16 衛星のイノベーションと閾値の関係を示す。

4.4 キャリアスムージングと補捉時間チェック

キャリアスムージングは、GBAS 地上側と機上側で求められる搬送波位相を利用したコード擬似距離のスムージングであり、これによりコード擬似距離のノイズ成分を除去する。スムージ

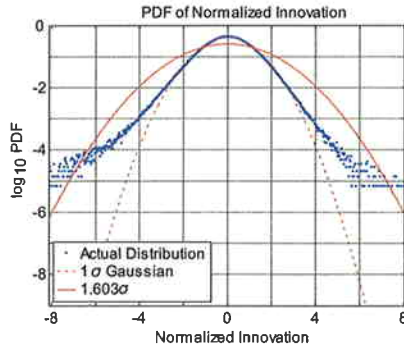


図 13: イノベーションの確率密度関数とオーババウンド分布

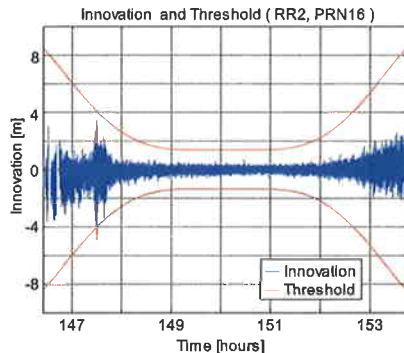


図 14: イノベーションと閾値 (PRN16, 基準局受信機 2)

ングには、以下の Hatch フィルタが用いられる。

$$\rho_{s,m,n}(k) = \frac{1}{N_s} \rho_{m,n}(k) + \frac{N_s - 1}{N_s} (\rho_{s,m,n}(k-1) + \phi_{m,n}(k) - \phi_{m,n}(k-1)) \quad (14)$$

ここで、

$$N_s = \tau_s / T_s = 100 / 0.5 = 200 \quad (15)$$

である。τはフィルタの時定数で100秒である。キャリアスムージングは、搬送波位相の連続性を仮定しており、衛星の追尾ロスが生じた場合には、フィルタのリセットを必要とする。このため、受信機が出力するロック時間を利用する。

5. まとめ

本稿では、(脅威1)～(脅威3)に対し、仙台空港内で取得した1日の観測データを利用して、IMTの異常検出アルゴリズムを検討した。本稿で記述した各インテグリティ・モニタは、各検定統計量の閾値設定にオーババウンド法を用いることに特徴がある。各モニタは、各チャンネル・各受信機毎に検定統計量が閾値を越えたとき、異常フラグを発生する。検討の結果、IMT

と同様に各モニタの検定統計量は混合分布しており、 f を1.5～1.7として閾値を決定できることが分かった。

IMTは、この他、異常フラグから観測値を排除するための判定を行うEXM(エグゼクティブモニタ)、MRCC(多基準一致性チェック)、 $\sigma-\mu$ モニタ(放送する σ_{pr_gnd} を監視する)を備える。これら、本稿で扱わなかったIMTのモニタアルゴリズムの検討は、今後の課題となる。

参考文献

- [1] ICAO, International standards and recommended practices, annex 10 to the convention on international civil aviation, vol.1, Nov. 2002.
- [2] Carlos A. Rodriguez, "Local area augmentation system provably safe prototype," International interoperability GBAS working group 4th meeting, Feb. 7-9, 2006.
- [3] RTCA SC159, Minimum aviation system performance standard for the local area augmentation system (LAAS), RTCA DO-245A, Dec. 9, 2004.
- [4] FAA, Specification of category I local area augmentation system ground facility, FAA-E-2937A, Oct. 21, 2005.
- [5] Gang Xie, "Optimal on-airport monitoring of the integrity of GPS-based landing systems," dissertation to Stanford Univ. Mar. 2004.
- [6] M. H. Rivers, "2 SOPS Anomaly Resolution on an Aging Constellation," Proc. ION GPS, pp.2547-2550, Sept. 2000.
- [7] 藤井直樹, 福島荘之介, 吉原貴之, 齊藤真二, 小野剛, 鈴木和史, 金曾貴之, "GBASインテグリティリスク低減のための衛星モニタ," 第50回宇宙科学技術連合講演会, 3B13, Nov. 2006.
- [8] B. DeClecne, "Defining pseudorange integrity - overbounding," Proc. ION GPS, pp.1916-1924, Sept. 2000.
- [9] 福島荘之介, 齊藤真二, 吉原貴之, 藤井直樹, "GBASインテグリティの一検討～長期データの収集と解析～," 第6回電子航法研究所発表会 講演概要, pp.71-76, 2006年6月.