

16. GBASインテグリティの一検討 ～長期データの収集と解析～

通信・航法・監視領域 ※福島荘之介，齊藤真二，吉原貴之，藤井直樹

1. はじめに

GBAS (Ground-Based Augmentation System: 地上型補強システム) は、ディファレンシャル GPS を用いた、航空機の次期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。各国は、GBAS 開発のための研究を進めており、FAA (米連邦航空局) は、インテグリティ設計が検証可能なプロトタイプを開発中である [2]。また、最近 Boeing 社は、GBAS を利用した着陸システムを GLS (GBAS Landing System) と呼び、次世代 B737-800 及び B787 機への装備を発表した [3]。

電子航法研究所では、仙台空港に GPS 受信機を設置して GBAS のテストベットの構成し、飛行実験及び地上固定局でのデータ収集を行ってきた。現在までの飛行実験の結果、構成した GBAS テストベットは、ICAO 及び RTCA の CAT-I~III の測位精度基準を満足していることが確認されている [4]。現在の課題は、テストベットを使い、インテグリティ (完全性)、コンティニュイティ (連続性)、アベイラビリティ (有効性) の要求を満足するシステムの設計手法を確立することにある。現在、この検討には、GPS 受信データの収集、解析、計算機シミュレーションが必要であり、脅威モデルの定義とモニターアルゴリズムの設計が重要と言われる [2]。

本稿では、仙台空港内のテストベットを概説し、特に補強情報を生成するソフトウェアの主要アルゴリズムについて説明する。また、長期に収集したデータに初期の解析を実施した結果の一例について報告する。

2. GBAS テストベット

GBAS テストベットの構成を図 1 に示す。テストベットは、空港内に設置される 4 台の GPS アンテナ及び受信機 (GBAS 地上装置)、機上側を模擬する固定の GPS アンテナ及び受信機、そ

して処理装置から構成される。地上側及び機上側の GPS アンテナ位置 (位相中心) は、数 cm の精度であらかじめ求めておく。地上側及び機上側の GPS 受信機は、全受信衛星の擬似距離、搬送波位相の観測データ (2Hz レート) 及び航法メッセージを処理装置に伝送する。処理装置は、これらの観測データを記録し、後処理で解析する。従来の飛行実験では、この構成を用いて準リアルタイム処理により送信データを作成し、処理装置の出力を VDB (VHF Data Broadcast) 送信機により放送し、航空機側で受信して補強に利用した。テストベットの GPS 受信機及びアンテナは、様々な機種を試すことが可能である。本稿で利用した GPS 受信機は NovAtel 社の OEM3-L1/L2 (ナローコリレータ型)、GPS アンテナは AeroTech 社の 2775 (チョークリング型、地上高: 1.5m) である。

空港内の GPS アンテナ設置位置を図 2 に示す。各アンテナ間の距離は 100m 以上離して設置した。これは、マルチパス誤差に対する独立性を保つための経験的な離隔距離が最低 100m 程度と言われるためである。アンテナ周辺に大型の構造物はなく、全方位で概ね仰角 5 度以上の見通しが確保されている。ただし、周囲には低層または棒状の障害物、ヘリパッドが点在する。機上側は、基準局と同タイプのアンテナ (地上高: 3.5m) 及び受信機を使用し、A 滑走路 30

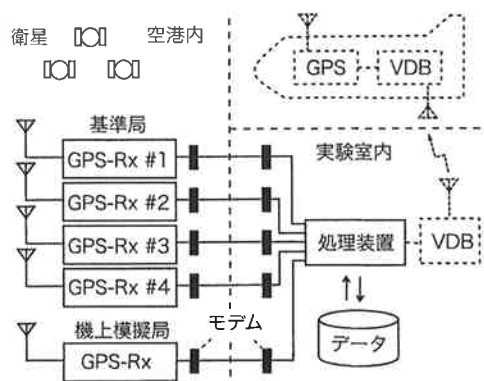


図 1: GBAS テストベットの構成

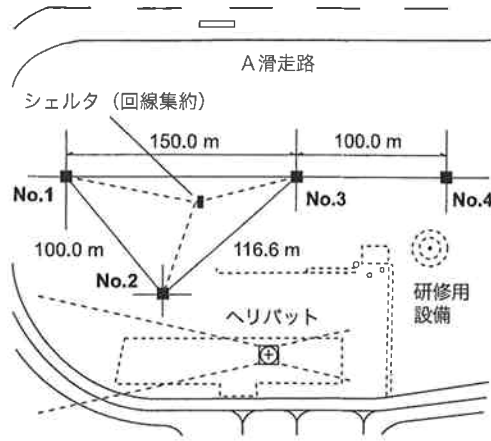


図 2: 仙台空港内での GBAS アンテナ位置

進入側末端（GBAS 地上装置から約 1km 離れた場所）に設置した。

3. 補正情報の生成と地上モニタのアルゴリズム

後処理の解析ソフトウェアは、収集された基準側の観測データから、補正值及びインテグリティ情報を作成し、機上側の収集データに適用して、GBAS と同様の測位を実行する。以下では、補正值の生成と観測値のモニタアルゴリズムの主要部分について記述する。

収集された観測データは、コード擬似距離、搬送波位相、エフェメリスを含む航法データである。各衛星各受信機の L1-C/A コード擬似距離を $\rho_{m,n}$ と表し、 m は受信機番号 ($m = 1 \sim 4$)、 n は可視衛星番号とする。同様に、各衛星各受信機の L1 搬送波位相を $\phi_{m,n}$ とする。これらの単位は、メートル (m) とする。

この擬似距離 ρ を搬送波位相 ϕ により平滑化する。この技術は、キャリアスムージング (carrier smoothing) と呼ばれ、Hatch フィルタ (時定数 100 秒) を利用する。これにより、時刻 t_k の平滑化された擬似距離 $\rho_s(t_k)$ を、

$$\rho_s(t_k) = \alpha \rho(t_k) + (1 - \alpha) (\rho_s(t_{k-1}) + (\phi(t_k) - \phi(t_{k-1}))) \quad (1)$$

と求める。ここで、 $\alpha = T_s/100$ 、 $T_s = 0.5$ である。

Hatch フィルタでは、搬送波位相のサイクルスリップを補正しない場合、これを検出してフィルタをリセットする必要がある。フィルタの収束

には時定数分の時間がかかり、リセット後 100 秒間は平滑化擬似距離 ρ_s を利用できない。リセットの条件は、(1) 受信強度 C/N_0 が 25dB-Hz 未満、(2) 捕捉状態フラグの判定 (搬送波位相、擬似距離の捕捉ロス、パリティ)、(3) 搬送波位相の変化量が限界値 (10000) を越える、(4) 搬送波位相の変化量の 1 エポック前との差が限界値 (1.0) を越える、とされる。

次に、平滑化擬似距離補正值 ρ_{sc} を

$$\rho_{sc,m,n} = R_{m,n} - \rho_{s,m,n} - \tau_n \quad (2)$$

と求める。ここで、 $R_{m,n}$ は基準受信機 m と n 番衛星のアンテナ間の距離、 τ_n は n 番衛星のクロック補正值であり、いずれもエフェメリスから求める。高仰角衛星の平滑化擬似距離補正值 ρ_{sc} は、4 受信機分が揃うことが多い。しかし、低仰角衛星の ρ_{sc} は、4 受信機で常に同時に揃うとは限らない。これは、受信環境に依存して低仰角衛星にサイクルスリップが発生するためである。

平滑化擬似距離補正值 ρ_{sc} には、各受信機のクロックバイアスが含まれる。クロックバイアスは全受信衛星に共通であるため、機上側の測位誤差とならない。しかし、後述する B 値を計算するため、受信機のクロックバイアスを除去しておく。クロックバイアス除去には、補正值の範囲を制限して効率的な伝送フォーマットを定義できるという利点もある。このとき、4 受信機で同時に受信される衛星の集合を $S_n = \{n\}$ (共通衛星集合) と呼ぶ。 S_n の要素数、すなわち共通衛星数を N_n とすると $N_n \geq 4$ である必要がある。4 未満の場合は、任意の 3 受信機で N_n が最大になる集合を選ぶ。

クロックバイアス補正は、平滑化擬似距離補正值 $\rho_{sc,m,n}$ から、共通衛星集合 S_n の平滑化擬似距離の平均を減じ、クロックバイアス補正後の平滑化擬似距離補正值を、

$$\rho_{sca,m,n}(t_k) = \rho_{sc,m,n}(t_k) - \frac{1}{N_n(t_k)} \sum_{j \in S_n} \rho_{sc,m,j}(t_k) \quad (3)$$

と求める。

放送される補正值 $\rho_{corr,n}$ は、 $\rho_{sca,m,n}$ の受信機間の平均として、

$$\rho_{corr,n}(t_k) = \frac{1}{N_m(t_k)} \sum_{i \in S_m(t_k)} \rho_{sca,i,n}(t_k) \quad (4)$$

と計算される。ここで、 $S_m(t_k)$ は時刻 t_k における基準受信機の集合であり、 $N_m(t_k)$ は時刻 t_k における基準受信機集合の要素数である。

放送される補正值レート $\dot{\rho}_{corr,n}$ は、基本的に補正值 $\rho_{corr,n}$ の差分により、

$$\dot{\rho}_{corr,n}(t_k) = \frac{1}{T_s} (\rho_{corr,n}(t_k) - \rho_{corr,n}(t_k - T_s)) \quad (5)$$

と求める。しかし、式 (5) は基本的な概念を示しているに過ぎない。実際には、衛星の出入り、意図的な排除により S_n や S_m の要素数が変化し、 $\rho_{corr,n}$ が不連続に変化するため、 $\dot{\rho}_{corr,n}$ が滑らかに変化するよう工夫する。

GBAS では、各衛星の補正值 $\rho_{corr,n}$ 、補正值レート $\dot{\rho}_{corr,n}$ に加え、インテグリティ情報である B 値及び σ_{pr_gnd} を放送する。B 値とは、 n 番衛星、 m 番基準受信機毎に求められる値であり、

$$B_{\rho,m,n}(t_k) = \frac{1}{N_m(t_k)} \sum_{i \in S_m(t_k)} \rho_{sca,i,n}(t_k) - \frac{1}{N_m(t_k) - 1} \sum_{\substack{i \in S_m(t_k) \\ i \neq m}} \rho_{sca,i,n}(t_k) \quad (6)$$

と計算する。右辺第1項は、前述の平滑化後の擬似距離 $\rho_{sca,m,n}$ の基準受信機集合 S_m の平均であり、第2項は S_m から m 番受信機を除いた場合の平均である。B 値の意味するところは、 m 番基準受信機に異常があると仮定した場合の擬似距離誤差の推定値であり、 m 番受信機を含む全受信機間の平均（第1項）と m 番受信機を除いた平均（第2項）の差として求める。B 値は機上側に伝送され、測位誤差の限界値（プロテクションレベル）の計算に、1つの基準受信機に異常があるという仮定を導入するために利用される。

MRCC（多基準一致性検査）は、 n 番衛星、 m 番受信機についての B 値をしきい値と比較し、

$$|B_{\rho,m,n}(t_k)| > \frac{5.6 \sigma_{pr_gnd}}{\sqrt{N_m(t_k) - 1}} \quad (7)$$

となる場合に $\rho_{sc,m,n}$ を排除する。排除により共通衛星集合 S_n が変化するため、クロック補正、放送補正值、補正值レートは再計算する。また、B 値も再計算し再検査する。

σ_{pr_gnd} は、ある 24 時間の取得データから衛星仰角の区間毎の B 値の標準偏差を求め、最小

二乗法により衛星仰角の関数となる線形多項式をつくる。 σ_{pr_gnd} は機上において、測位誤差の限界値の計算に利用される。本章の補強情報の生成方法及び MRCC は、文献 [5-8] を参考にした。

4. 解析方法と結果

同一 GPS アンテナ及び受信機でのデータ収集は、2003 年 11 月～2004 年 10 月に実施された。本稿では、このうち以下の 3 ケースの結果を示す。

Case 1: 2003.11.1～30（30 日間）

Case 2: 2003.12.1～2004.1.5（26 日間）

Case 3: 2004.3.6～31（26 日間）

データ解析は、前章で示した GBAS 地上装置が放送する、各衛星の補正值 $\rho_{corr,n}$ 、補正值レート $\dot{\rho}_{corr,n}$ 、インテグリティ情報である $B_{\rho,m,n}$ 及び σ_{pr_gnd} を計算し、機上側の平滑化擬似距離 $\rho_{s,n}$ をディファレンシャル補正して、SARPs [1] に記述されている機上側の測位演算を実行する。また、同様に SARPs に記述されているプロテクションレベルを計算する。

プロテクションレベルは、測位誤差の信頼性限界であり、文献 [1, 5] に計算式が示される。VPL は、 VPL_{H0} （基準受信機が正常と仮定）と VPL_{H1} （1つの基準受信機に異常が含まれると仮定）の大きい方の値である。 VPL_{H0} は主に σ_{pr_gnd} と機上の衛星配置を示す行列 G から、 VPL_{H1} は主に $B_{\rho,m,n}$ と G から計算される。

図3に、Case 1の期間の機上の VE（垂直誤差）と VPL（垂直プロテクションレベル）の関係を示す。この図は、誤差とプロテクションレベルの関係を示す 2 次元の頻度分布であり、Stanford チャートとも呼ばれる。VPL は VAL（垂直警報限界）と比較され、VPL が VAL を超える場合（黄色部分）は警報状態とし、ユーザは GBAS による位置情報を航法に利用しない。SARPs では、CAT-I の VAL を 10 m と規定している。図3の最大頻度は、VE=0 m、VPL=2 m 付近となり、収集データから計算した頻度分布は、高い確率で図中の白色部分（VPL>VEかつVPL<VAL）に入る。

MASPS [5] では、ユーザに危険な偽の情報を MI (Misleading Information) と呼び、NSE

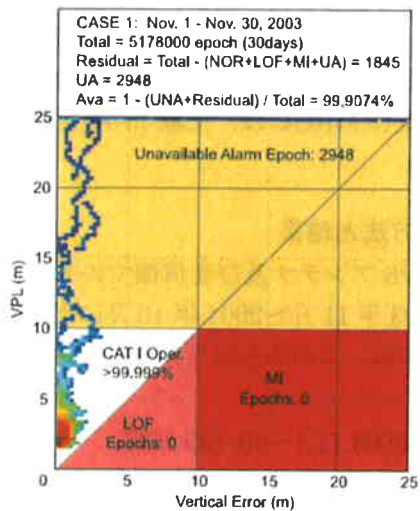


図 3: Case 1: 垂直誤差と VPL の関係 (2003 年 11 月)

(Navigation System Error) と AL により,

$$MI = \{NSE > AL \text{ without Alert}\} \quad (8)$$

と定義している (赤色の部分). また, インテグリティリスクは, MI の発生確率として, $Pr(MI)$ と定義される. 図 3 の桃色の部分は $VPL < VE$ であり, 測位誤差の限界を示すという PL の機能を果たさない. 上記定義では, この部分は直接インテグリティリスクとはならない. このため, 本稿ではモニタ機能の喪失という意味で LOF (Loss of Function) と表記した.

図 3 から Case 1 では, $VPL > VAL$ となる事象 (事象 1-1) が 30 日間に 2946 エポック (~25 分間) 発生している. この内訳は, 11/7: 737 エポック, 11/14: 716 エポック, 11/17: 1493 エポックであり, 特定の日に集中している. そこで, 個別に $VPL > VAL$ となる時刻の受信データを調べたところ, 原因は共通衛星数が 4 機になることであった. 図 4 は, 基準受信機 #3 における 11 月 5~7 日の全受信衛星の C/N_0 である. C/N_0 は衛星仰角に依存し, 当該受信機では通常 30~50dB-Hz となる. しかし, 共通衛星が 4 機になった時刻 (GPS 週秒: 442300) では, 全衛星の C/N_0 が低下しており, これが基準受信機 #3 の衛星数を減らした原因である. C/N_0 が徐々に低下する現象は 2 日前から開始しており, 突然正常に戻る間欠的な異常であることも確認できる.

図 5 に, Case 2 における垂直誤差と VPL の関係を示す. Case 2 では, LOF に入る事象が 65

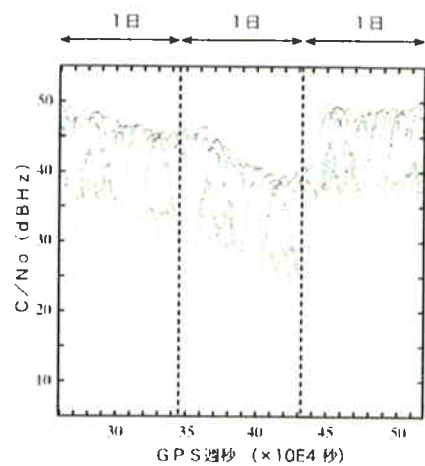


図 4: 基準受信機 #3 の C/N_0 (dB-Hz) の異常変化 (2003 年 11 月 5~7 日)

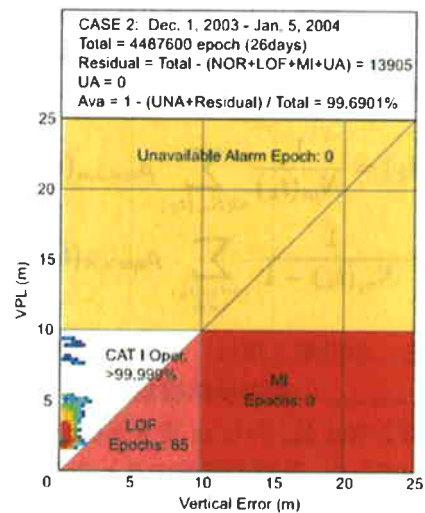


図 5: Case 2: 垂直誤差と VPL の関係 (2003 年 12 月)

エポック (事象 2-1) あり, $VPL > VAL$ とはならないが VPL が 8~9 m となる事象 (事象 2-2) が発生している. これらの事象も特定の日に集中しており, 事象 2-1 は 12/14 に, 事象 2-2 は 12/3 にのみ発生した. 事象 2-1 は, GPS 週秒: 69418.5~69450 (32 秒間) で $VPL = 1.80$ m のとき, VE が 1.80 m を越えている. このとき共通衛星は 10 機, 共通受信機は 4 台, 全受信機の C/N_0 に低下はなかった. ユーザ側の衛星数を調べたところ, この時刻に PRN23 (仰角 5 度) が昇り始めている (図 6). 図 7 に同時刻の PRN23 の B 値の変化を示す. 当該時刻の B 値に大きな差はなく, 基準局側の $\rho_{corr,n}$ に異常は見いだせない. ただし, 当該時刻の直後 187 秒間, B 値が出力されない時間帯がある. これは, 仰角 7~8 度付近であり, 地上反射によるマルチパス

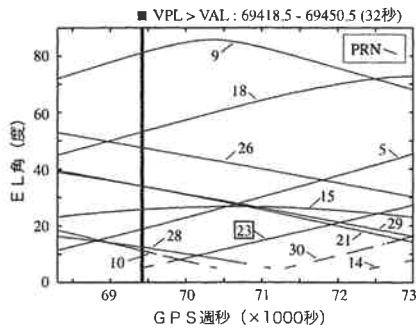


図 6: VE>VPL 事象が発生した時刻の衛星の EL 角 (2003 年 12 月 14 日)

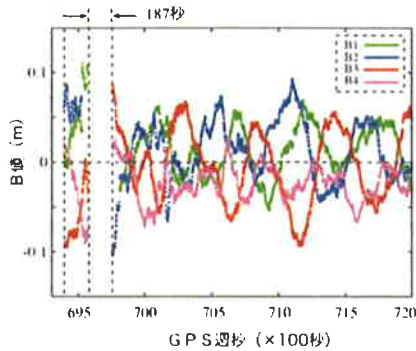


図 7: PRN23 が昇る時刻の B 値 (2003 年 12 月 14 日)

により C/N_0 が低下し、サイクルスリップが発生してキャリアスムージングがリセットされた結果である。こうした現象は他の衛星にも頻繁に発生しており、チョークリング付きパッチアンテナ (本実験では基準側及びユーザ側で使用している) に起因する現象と考えられる。ユーザ側でこの衛星を排除して測位計算したところ、 $VE=0.38\text{ m}$ 、 $VPL=1.96\text{ m}$ であり、PRN23 についてユーザ側のマルチパスによって誤差が増加していることがわかった。

事象 2-2 は、GPS 週秒: 304165.5~305076.0 (910.5 秒間) に発生している。共通衛星は 5 機、共通受信機は 4 台で、全受信機の C/N_0 に低下はない。この原因を調べたところ、5 衛星配置の VDOP が 6.57 と大きく、直前に PRN5 が排除されたために、VDOP が 1.83 から急激に上昇したためと判明した。この動作は受信機の異常ではない。このとき、衛星を排除した原因は、受信機ステータスのパリティチェックフラグによる。

図 8 に、Case 3 の期間の同様の関係を示す。Case 3 においても、LOF に入る事象が 1678 エポック (事象 3-1)、 $VPL>VAL$ となる事象が

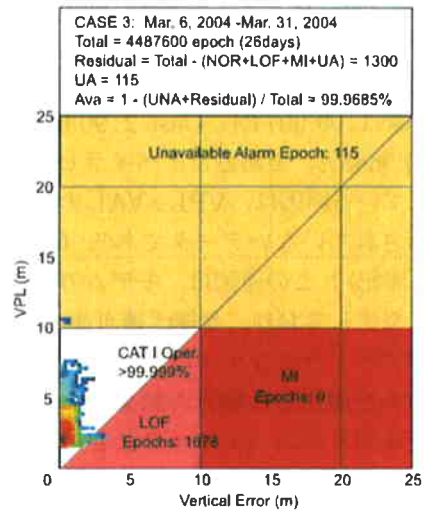


図 8: Case 3 : 垂直誤差と VPL の関係 (2004 年 3 月)

115 エポック (事象 3-2) が発生している。事象 3-1 は、3/17~24、3/30~31 の 10 日間に発生しており、1 回の継続時間は 20.5 秒、44.5 秒、122.5 秒、129 秒、133 秒、129.5 秒、45 秒、68.5 秒、79 秒、70.5 秒である。発生時刻の差を求めたところ、3/19~3/24、3/30~31 については、86156~86200 秒と 1 平均恒星日 (23 時間 56 分 4 秒=86164 秒) に近いため、特定の衛星に原因する現象と考えた。

そこで、事象 2-1 と同様に衛星仰角を調べたところ、PRN27 (3/17~18)、PRN21 (3/19~3/24)、PRN22 (3/30~31) が昇る時刻であることが判明した。基準側の B 値に問題はなく、ユーザ側の当該衛星を排除して再計算したところ、事象 2-1 と同様、 $VPL>VE$ と正常になった。3/25 に事象 3-1 は発生していないが、3/24 の PRN21 が昇る時刻から 1 恒星日後の時刻の VE と VPL を調べた。この結果、PRN21 の出現と共に、VE は上昇し、最悪では $VE=2.08\text{ m}$ 、 $VPL=2.10\text{ m}$ となるが、 $VPL>VE$ までは至っていない。これは、PRN21 が同様にマルチパスを発生しているが、その誤差が前日より少ないためと考えられる。

事象 3-2 は、3/17 の 57 秒間にわたり VPL が 10.3 m となった。これは、事象 2-2 と同様に、衛星排除により共通衛星が 4 機になり、VDOP=9.35 と大きくなることに原因がある。衛星排除の原因は、事象 2-2 と同様である。このとき、2 機の衛星 (PRN5,6) は航法メッセー

ジ中の UNHEALTH フラグにより、利用できない状態にあった。

以上の範囲についてアベイラビリティを計算すると、Case 1:99.9074%、Case 2:99.6901%、Case 3:99.9685%、である。アベイラビリティを低下させている原因は、 $VPL > VAL$ の他、グラフに表示されていないデータである（図中に residual と表記）。この原因は、モデムの伝送エラーにより発生しており、今後改善可能である。ただし、本アベイラビリティは、本稿に示したアルゴリズムを適用した場合の結果であり、衛星排除のアルゴリズム（ σ モニタなど）を変更した場合は、アベイラビリティを再計算する必要がある。

5. まとめ

GBAS テストベットの構成及び主要アルゴリズムを説明し、長期に収集された観測データに初期の解析を行った結果を示した。本稿で扱ったデータは、Case 1（30日間）、Case 2（26日間）、Case 3（26日間）である。解析では、GBAS 地上装置と同様に補正情報及びインテグリティ情報を作成し、機上側で測位演算、プロテクションレベルを計算して、実際の測位誤差と比較した。この結果、解析した期間において、安全上問題となる事象（MI）は発生していない。また、LOF（ $VE > VPL$ かつ $VE < AL$ ）となる事象（2-1, 3-1）については、調査の結果、全ての発生時刻に、ユーザ側で仰角5度の衛星（出現直後）が測位に利用されており、この衛星のマルチパスに原因すると考えられている。この事象はユーザ側の原因により発生しているため、SARPs 及び MASPs で規定されるプロバイダとユーザのインターフェースとしてのインテグリティの問題とはならない。更に、 $VPL > VAL$ となる事象（1-1, 2-2, 3-2）について調査した結果、事象（1-1）については、基準受信機#3の C/N_0 劣化異常であることが判明した。この現象は間欠的に発生しており、今後この現象を検知するモニタアルゴリズムの実装が必要である。また、事象（2-2, 3-2）の発生原因は、衛星数の少ない時間帯にサイクルスリップなどの原因で Hatch フィルタがリセットされ、共通衛星が4または5機と減り、VDOP が低下したためと判明した。この現象もインテグリティの問題と

はならないが、アベイラビリティを低下させる。事象の発生原因は、Hatch フィルタのリセット条件に受信機の発生するフラグを利用していることにあり、リセットのアルゴリズムに改良の余地が残る。

今後の課題は、(1) GBAS 地上装置の補正情報生成アルゴリズムの改良、(2) 異なる基準受信機による長期データの解析、である。

謝辞

GPS アンテナの設置にあたり、ご協力頂いた国土交通省航空局の関係各位に感謝致します。

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] Boeing, "Boeing delivers revolutionary landing system on next-generation 737," Boeing news release, May 12, 2005.
- [4] 齊藤真二, 福島莊之介, 吉原貴之, 藤井直樹, "地上補強型衛星航法システムの飛行実験による性能評価," 信学論, vol.J87-B, no.4, pp.555-562, 2004.
- [5] RTCA SC159, Minimum aviation system performance standard for the local area augmentation system (LAAS), RTCA DO-245, Sept. 28, 1998.
- [6] RTCA SC159, GNSS based precision approach local area augmentation system (LAAS) signal-in-space interface control document (ICD), RTCA DO-246A, Jan. 11, 2000.
- [7] RTCA SC159, Minimum operational performance standards for GPS local area augmentation system airborne equipment, RTCA DO-253, Jan. 11, 2000.
- [8] FAA, Specification of category I local area augmentation system ground facility, FAA-E-2937A, Apr. 17, 2002.