

14. 地上型補強システム（GBAS）のエグゼクティブ・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（Ground-Based Augmentation System : GBAS）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。ボーイング社とエアバス社は、B787, A350にGBAS機上装置を標準装備すると発表した。FAA（米連邦航空局）は、現在インテグリティ設計が検証可能な地上装置のプロトタイプ（Provably Safe Prototype : PSP）を開発中である。

GBASは、航空用途以外で利用されているディファレンシャルGPS装置と異なり、厳しい安全性要求を満たす必要がある。ICAO（国際民間航空機関）は、GBASに必要な（1）精度、（2）インテグリティ（完全性）、（3）コンティニュイティ（連続性）、（4）アベイラビリティ（有効性）要求を定義した[1]。このうちインテグリティは、システムに異常が生じ航法に利用してはならないとき、機上において極めて高い確率でタイムリーに警報を発生する信頼度の指標である。国際標準では、CAT-I精密進入のインテグリティをアプローチあたり $1-2 \times 10^{-7}$ と規定している。システムの異常は、（1）GPS衛星の故障・不具合、（2）大気によるGPS信号の異常、（3）地上システムの故障・不具合、に分類される。FAAは、地上装置の仕様[2]において、脅威モデル（threat model）を記述し、モニタを要求した。これらは、（脅威1）GPS信号の電力低下、（脅威2）コード・搬送波ダイバージェンス、（脅威3）擬似距離の加速度過剰、（脅威4）放送暦異常、（脅威5）電離層の異常勾配、（脅威6）信号歪み、である。

GBAS地上装置のモニタは、上記脅威による異常観測値を検知し、安全性の高い補強情報を作成する機能である。従来からスタンフォード大学においてモニタアルゴリズムが検討されており、インテグリティモニタ・テストベット（IMT）と呼ばれるソフトウェアプロトタイプが開発された[3,4]。しかし、これ以外に検討結果が報告された例はない。電子航法研究所では、IMTと同等のモニタアルゴリズムを開発し、空港内で

収集したGPS観測データ[5]により検討を進めている。本稿では、（脅威1）～（脅威3）を対象として、先に報告した観測値品質モニタ[6]に続き、エグゼクティブモニタを検討した結果を報告する。

2 GBASとインテグリティモニタ

GBAS地上装置は、空港内に設置される基準局受信機（通常4式）、データ処理部、VHFデータ送信機（VDB: VHF Data Broadcast）から構成される（図1）。放送データは、主に受信GPS衛星の補正值、補正值変化率の他、インテグリティ情報、最終進入パス情報から構成される。GBAS機上装置は、機上のGPS受信機で得た擬似距離を、ディファレンシャルGPSにより補正し測位する。また、機上では測位誤差の保護レベル（PL: Protection Level）を計算し、しきい値と比較して警報とする。保護レベルは、放送データにインテグリティ情報として含まれる補正值誤差のパラメータ（ σ_{pr_gnd} ）、機上誤差源パラメータ、機上受信衛星の幾何により決定される測位誤差の信頼性限界である。

（脅威1）～（脅威3）は、GPS衛星の故障・不具合による信号異常であり、GBASのインテグリティ要求を破綻させる可能性を持つ。これは、信号異常によりGPS測距誤差が増加したとき、正しく保護レベルを計算できない場合があり、測位誤差が保護レベルを越えるHMI事象（Hazardously Misleading Information: ユーザに

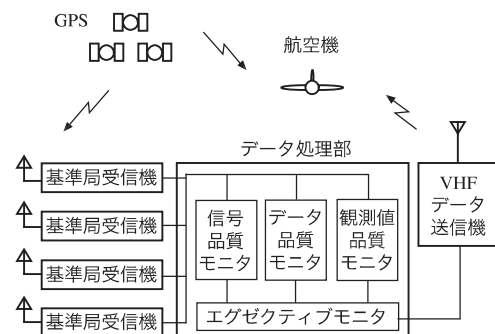


図1: GBAS地上装置の構成

危険な偽の情報）が発生するためである [6, 7]. 機上の測位・保護レベルは、放送された衛星の補正值だけを利用して計算される仕組みであるため、地上モニタが異常衛星を検知し排除すれば、HMIを回避できる.

IMTのアルゴリズムは、図1のデータ処理部の主要要素を模擬する. IMTの入力は、4台の基準局受信機が出力する受信GPS衛星のコード擬似距離、搬送波位相、放送暦、受信機のステータスである. IMTは、信号品質モニタ (SQM: Signal Quality Monitor), データ品質モニタ (DQM: Data Quality Monitor), 観測値品質モニタ (MQM: Measurements Quality Monitor), エグゼクティブモニタ (EXM: Executive Monitor) から構成される. このうちSQMは、GPS受信信号レベルの低下を検知する機能, MQMは主に観測値であるコード・搬送波のダイバージェンス, 搬送波位相の加速度・ランプ・ステップ, 擬似距離変化を検知する機能, DQMは放送暦異常を検知する機能を持つ.

IMTの検知アルゴリズムの特徴は、ガウスオーババウンド法を用いて、検定統計量のしきい値を決定することである. この手法は、正常時のデータを用いて、検定統計量の確率分布を越えるガウスオーババウンド分布を決定し、コンティニューイティ要求からしきい値を決定する [6]. 主な検定統計量の確率分布は、正規分布のコアと指数分布のテールから成る混合分布となる. しきい値は、受信衛星のPRN (Pseudo Random Number) と基準局受信機 (RR: Reference Receiver) 毎に、連続的に受信データのモニタに用いられ、エグゼクティブモニタが衛星・受信機の排除を判定する.

3 エグゼクティブモニタのアルゴリズム

図2にIMTのデータフローを示す. 基準局受信機が出力する n 番衛星 (PRN:1~32), m 番受信機 (RR:1~4) の擬似距離 ρ_m^n と搬送波位相 ϕ_m^n は、前節で述べたコード搬送波ダイバージェンス検定 (CC-Div), 搬送波加速度・ランプ・ステップ検定 (Carrier Acc-Ramp-Step), イノベーション検定 (CSC Inno) に入力される. この品質モニタで、検定統計量がしきい値を越えた場合をフラグと呼ぶ. モニタ結果は、エグゼクティブモニタ I (EXE-I) で判別され、衛星・受信機

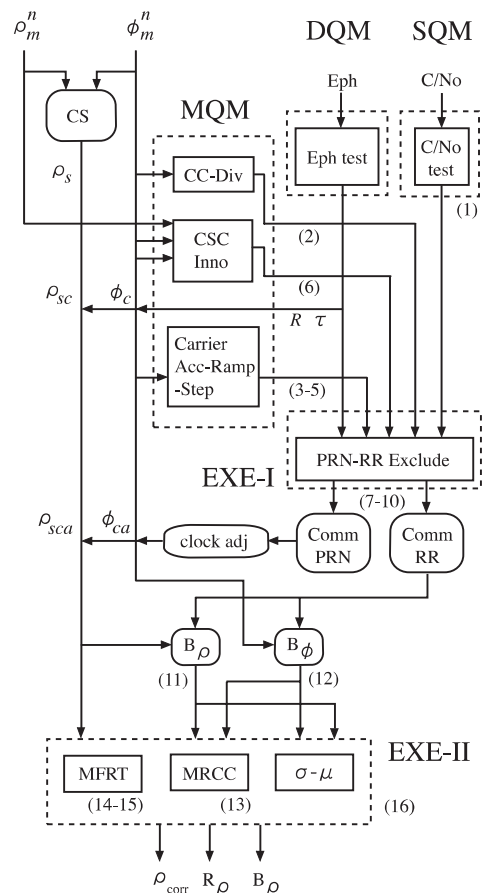


図2: IMT データフロー (括弧内の数字は表1, 2) に対応

の排除処理が行われる. EXE-Iでは、上記モニタの他、放送暦検定 (Eph test), 受信信号レベル検定 (C/N_0 test) の結果を入力とする.

EXE-Iによる衛星・受信機の排除処理は、次の基準でキャリアスムージングを時定数 (100 秒) の間リセットすることである.

- (1) 1 衛星・1 受信機のある検定統計量がしきい値を越えた場合: 当該1 衛星・当該1 受信機のデータを排除
- (2) 1 衛星・複数受信機のある検定統計量がしきい値を越えた場合: 当該1 衛星・全受信機のデータを排除
- (3) 複数衛星・1 受信機のある検定統計量がしきい値を越えた場合: 全衛星・当該1 受信機のデータを排除
- (4) 複数衛星・複数受信機のある検定統計量がしきい値を越えた場合: 全衛星・全受信機のデータを排除

一方、放送する擬似距離補正值を作成するため、 ρ_m^n と ϕ_m^n は、キャリアスムージング (CS)

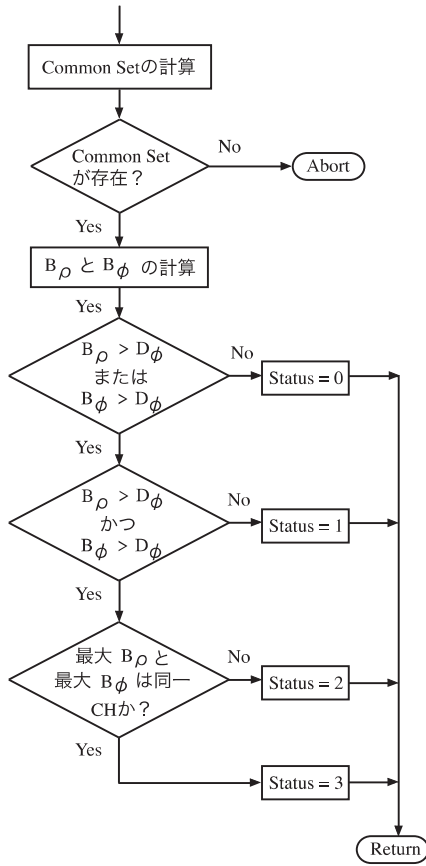


図3: MRCC フローチャート

処理される [6] (ρ_s)。次に、放送暦と基準局位置から求める真距離 (R) と衛星クロックバイアス (τ) を差し引き (ρ_{sc})、受信機クロックバイアスを調整した補正值 (ρ_{sca}) を

$$\rho_{sca,m,n}(k) = \rho_{sc,m,n}(k) - \frac{1}{N_c(k)} \sum_{j \in S_c(k)} \rho_{sc,m,j}(k) \quad (1)$$

と求める。ここで、 S_c は EXE-I 後、エポック k において 4 受信機で同時に受信される共通衛星集合 (Comm PRN) であり、 N_c は S_c の要素数である。これら処理は、同様に ϕ_m^n にも適用され、クロック調整後の補正值 (ϕ_{ca}) を、

$$\phi_{ca,m,n}(k) = \phi_{c,m,n}(k) - \frac{1}{N_c(k)} \sum_{j \in S_c(k)} \phi_{c,m,j}(k) \quad (2)$$

と求める。放送される n 番衛星の補正值 ($\rho_{corr,n}$) は、 $\rho_{sca,n}$ の共通受信機集合 (S_n) の平均として、

$$\rho_{corr,n}(k) = \frac{1}{M_n(k)} \sum_{i \in S_n(k)} \rho_{sca,i,n}(k) \quad (3)$$

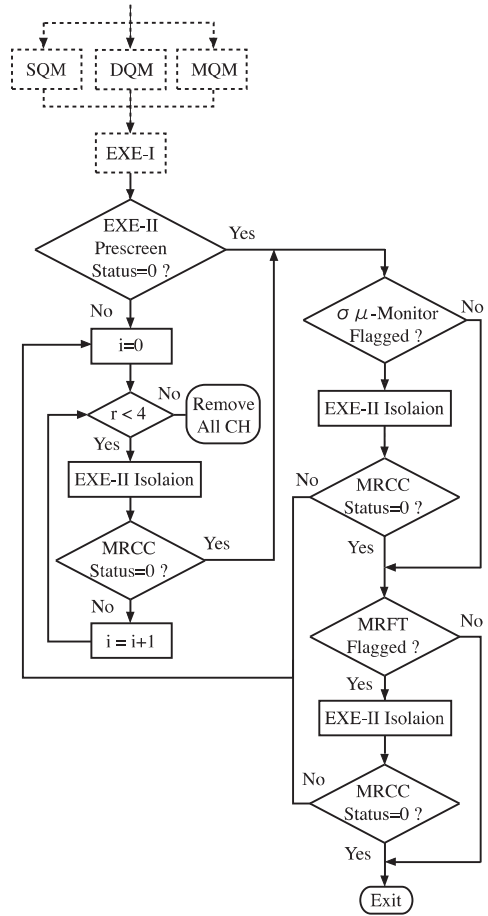


図4: EXE-II モニタ フローチャート

と求める。 M_n は S_n の要素数である。インテグリティパラメータとして放送される B 値 (B_ρ) は、 n 衛星・ m 受信機毎に

$$B_{\rho,m,n}(k) = \rho_{corr,n}(k) - \frac{1}{M_n(k) - 1} \sum_{\substack{i \in S_n(k) \\ i \neq m}} \rho_{sca,i,n}(k) \quad (4)$$

と求める。 B は、ある衛星の受信機間のクロスバリデーションであり、 ρ_{sca} の予測残差に相当する。 B_ϕ は、

$$B_{\phi,m,n}(k) = \phi_{corr,n}(k) - \frac{1}{M_n(k) - 1} \sum_{\substack{i \in S_n(k) \\ i \neq m}} (\phi_{sca,i,n}(k) - \phi_{ca,i,n}(0)) \quad (5)$$

と同様に計算され、エグゼクティブモニタ II (EXE-II) を構成する MRCC (Multiple Reference Consistency Check: 多基準一致性チェック) や $\sigma - \mu$ モニタに利用される (放送されない)。

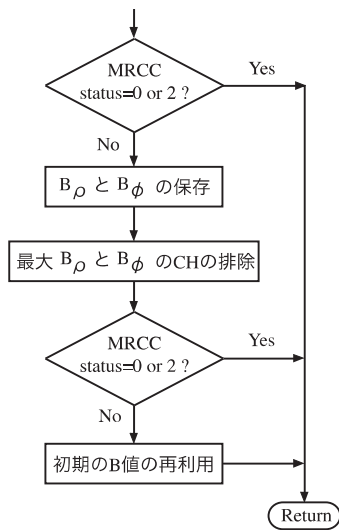


図 5: EXE-II モニタ（プリスクリーン）フローチャート

MRCC は、受信衛星毎に m 個の B 値をしきい値 ($D_\rho \cdot D_\phi$) と比較する処理である (図 3)。MRCC は、図 4 に示すエグゼクティブモニタ II (EXE-II) とその初期段階のプリスクリーン処理 (図 5) で利用される。しきい値 D は、オーババウンド法により求める [6]。 $\sigma - \mu$ モニタは、本稿では扱わないが、インテグリティパラメータとして放送する σ_{pr_gnd} のモニタである。MFRT (Message Field Range Test) は、放送する ρ_{corr} がメッセージビット長の範囲に入ることをテストする。 ρ_{corr} の変化率である $R_{\rho_{corr},n}$ は、基本的に ρ_{corr} の 1 エポック前の差分から作成され放送される。EXE-II は、MRCC、 $\sigma - \mu$ 、MFRT のフラグを扱い、EXE-I と同様のロジックで衛星または受信機を排除する。EXE-II のフローが複雑なのは、衛星の排除により S_c が変化し、B 値及び補正値の再計算と MRCC の再実行が必要となるためである。

4 適用結果

IMT の検知アルゴリズムを検討するため、仙台空港で連続収集した GPS 受信データ [5] に適用する。データは、空港内に 100 m 以上の間隔で設置された 4 台の基準局受信機で観測された擬似距離・搬送波位相 (2Hz)、放送暦が主である。GPS 受信アンテナはチョークリング付きパッチアンテナ (地上高 1.5 m)、受信機はナロー相関器型を利用した。受信アンテナの位置は、あらかじめ GPS 測量により数 cm オーダの精度で

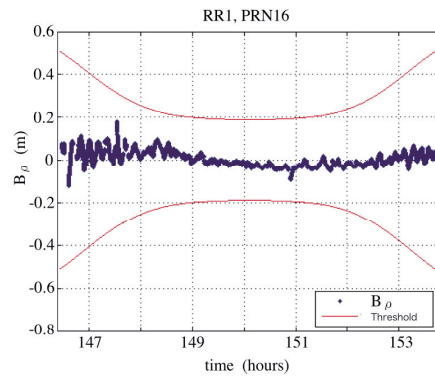


図 6: B 値の時間変化 (2003 年 11 月 1 日 : RR1, PRN16)

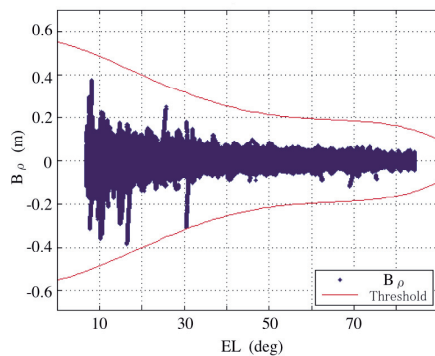
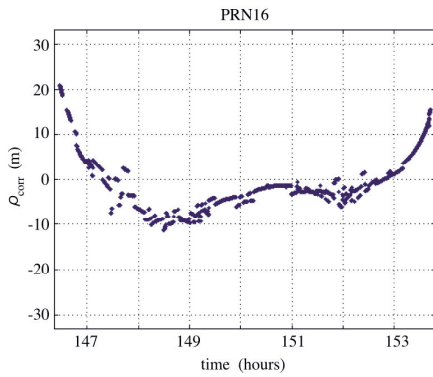
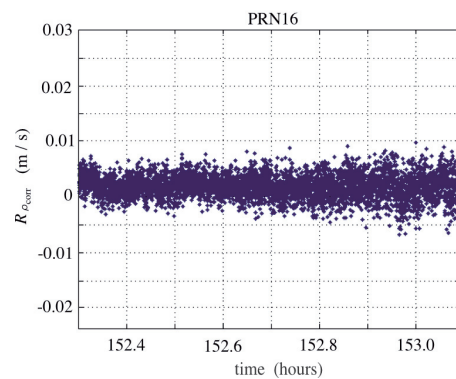
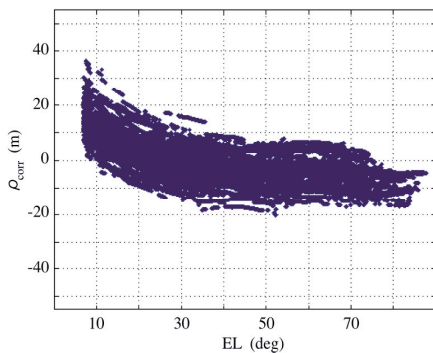


図 7: B 値の分布 (2003 年 11 月 1 日, 全 RR, 全可視衛星)

求めた。本稿では、2003 年 11 月 1 日に取得した 24 時間分 (UTC : 0 時~24 時) の観測値を利用する。

図 6 に処理結果である PRN16 衛星 (RR1) の B 値の時間変化 (青点) としきい値 (赤線) を示す。また、図 7 に 24 時間に全受信機による全可視衛星の B 値の仰角特性を示す。低仰角ほど分散が大きいのは、パッチアンテナにより受信衛星の C/N_0 が低下するためである。主に低仰角で多数回発生する B 値の飛びは、マルチパス波の影響により 1 受信機のみ擬似距離誤差が増加したためと推察される。

図 8 に PRN16 衛星の擬似距離補正値の時間変化を示す。また、図 9 に 24 時間の全衛星の擬似距離補正値 (ρ_{corr}) の仰角特性を示す。補正値の不連続は、衛星の出没や排除による $S_c \cdot S_n$ の変化に伴って発生する。しかし、この変化は送信される全補正値に共通であるため、機上のディファレンシャル測位値には影響しない。補正値の MFRT のしきい値は、125 m である。図 10 に PRN16 衛星の擬似距離変化率を示す。変化率の

図 8: PRN16 衛星の擬似距離補正值 (ρ_{corr})図 10: PRN16 衛星の擬似距離変化率 ($R_{\rho_{corr}}$)図 9: 擬似距離補正值 (ρ_{corr})

MFRT のしきい値は、0.75 m である。

全てのモニターアルゴリズムを 24 時間の観測データに適用し、処理した結果を表 1 と表 2 に示す。表 1 は、仰角 5 度毎に 6 種類の品質モニターのフラグの数を示す。ただし、ここではキャリアスムージングのリセット時間 (100 秒) は考慮しない。表中に示す品質モニター種別は、図 2 内の括弧付き番号に対応する。表 1 から、 C/N_0 モニター (1)、CC ダイバージェンスモニター (2) は 1 度もフラグがない、搬送波位相の加速度・ランプ・ステップモニター (3) ~ (5) は、仰角 5~15 度にフラグが多く、35~40 度でフラグする場合もある、イノベーションモニター (6) は、仰角 20~30 度にフラグが多く発生する、フラグの総数 (TOTAL) に対する割合は、 5.5×10^{-5} である、ことが分かる。ただし、フラグは同一エポックで複数回発生している場合が多い。例えばステップ (5) の仰角 40~45 度の 12 個のフラグは、連続する 3 エポックで発生しているため、1 つの要因による。低仰角でフラグ数が多いのは、パッチアンテナに特有のマルチパス波の影響によると考えられる。これらの結果は、受信機、衛星に特定の偏りを持たない。

同様に、表 2 は仰角 5 度毎のエグゼクティブモニターの処理結果を示す。表 2 から、次のことが考察される。EXE-I (7) ~ (10) の結果、全衛星・全受信機が排除される (10) は発生していない。しかし、1 衛星のフラグが複数受信機で発生する (8) は存在する。このうち、仰角 40~45 度の 20 回のフラグは、連続する 4 エポック (2 秒) で、PRN21 (43.2 度) に加速度 (3) とステップ (5) のフラグが全受信機で発生した現象であり、衛星側のクロック異常が顕在化したと考えられる。また、仰角 35~40 度の 17 回のフラグは、同様に PRN21 (35.5 度) が連続する 5 エポック (2.5 秒) で加速度 (3) とランプ (4) のフラグを全受信機で発生している。ただし、仰角 5~10 度の 28 回については、PRN13 (8.5 度) が連続 9 エポックで RR1 と RR2 だけで加速度 (3) とステップ (5) のフラグを発生しており、RR3, RR4 では変化がないことから、マルチパスの可能性も残る。また、1 受信機のフラグが複数衛星で発生する (9) も存在する。この仰角 10~15 度の 19 回のフラグは 9 エポック (4.5 秒間) に、RR2 で PRN17 (9.1 度) と PRN30 (12.2 度) に加速度 (3)、ランプ (4)、ステップ (5) が発生している。この原因は不明であるが、2 衛星の搬送波位相は、追尾を開始した直後であった。MRCC のフラグ (11) ~ (12) は 1 度も発生していないが、プリスクリーンのフラグ (13) は、1 回だけ発生した。これは、1 エポックで、PRN11 (13.1 度) に RR2 で発生した事象である。MFRT は、 ρ_{corr} のフラグ (14) はない。 $R_{\rho_{corr}}$ は全仰角で何度もフラグしているが、これは現在の処理で $R_{\rho_{corr}}$ を ρ_{corr} の 1 エポック前との差分で求めていることに原因しており、今後の

表1: 品質モニタの結果（2003年11月1日：24時間）

QM TEST STATISTICS :							
ELEVATION :	TOTAL	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)
0 - 5 :	0	0	0	0	0	0	0
5 - 10 :	438855	0	0	80	42	46	0
10 - 15 :	551264	0	0	32	21	22	0
15 - 20 :	594793	0	0	1	1	3	0
20 - 25 :	528801	0	0	1	0	8	6
25 - 30 :	487775	0	0	0	0	2	9
30 - 35 :	480666	0	0	0	4	0	1
35 - 40 :	397214	0	0	12	5	0	0
40 - 45 :	402128	0	0	8	0	12	0
45 - 50 :	331434	0	0	0	0	0	0
50 - 55 :	324770	0	0	0	0	1	0
55 - 60 :	296751	0	0	0	0	0	0
60 - 65 :	264322	0	0	0	0	0	0
65 - 70 :	335052	0	0	0	0	2	0
70 - 75 :	232572	0	0	0	0	0	1
75 - 80 :	114110	0	0	0	0	0	0
80 - 85 :	86171	0	0	0	0	0	0
85 - 90 :	14432	0	0	0	0	0	0
TOTAL :	5881110	0	0	134	73	96	17

(1) C/N₀_avg (4) Ramp
 (2) Divergence (5) Step
 (3) Acceleration (6) Innovation EL Mask 7deg

表2: エグゼクティブモニタの結果（2003年11月1日：24時間）

EXM-II TEST STATISTICS :															
ELEVATION:	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)	(16)					
0 - 5:	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0					
5 - 10:	123	28	17	0	0	0	0	0	2	2					
10 - 15:	56	0	19	0	0	0	1	0	3	3					
15 - 20:	4	0	1	0	0	0	0	0	1	1					
20 - 25:	15	0	0	0	0	0	0	0	2	2					
25 - 30:	10	0	1	0	0	0	0	0	1	1					
30 - 35:	1	4	0	0	0	0	0	0	5	5					
35 - 40:	0	17	0	0	0	0	0	0	1	1					
40 - 45:	0	20	0	0	0	0	0	0	0	0					
45 - 50:	0	0	0	0	0	0	0	0	2	2					
50 - 55:	1	0	0	0	0	0	0	0	3	3					
55 - 60:	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1					
60 - 65:	0	0	0	0	0	0	0	0	3	3					
65 - 70:	1	0	1	0	0	0	0	0	1	1					
70 - 75:	1	0	0	0	0	0	0	0	2	2					
75 - 80:	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0					
80 - 85:	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1					
85 - 90:	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0					
TOTAL :	212	69	39	0	0	0	1	0	28	28					

(7) EXM-I Alarm (1PRN & 1RR) (12) MRCC Alarm (Bφ)
 (8) EXM-I Alarm (1PRN & RRs) (13) EXM-II Pre-screen Alarm
 (9) EXM-I Alarm (PRNs & 1RR) (14) MFRT Alarm (ρ corr)
 (10) EXM-I Alarm (PRNs & RRs) (15) MFRT Alarm (Rρ corr)
 (11) MRCC Alarm (Bρ) (16) EXM-II Isolation Alarm

改良により改善可能と判断される。(16) は全てこの処理が原因であるため、EXE-II で排除された事例は存在しない。

5 まとめ

本稿では、GBAS のインテグリティモニタを開発するため、IMT のエグゼクティブモニタについて検討した。空港内で観測した4基準局受信機のGPS受信データをIMTと同等のアルゴリズムで処理した結果、次のことが分かった。

- (a) 搬送波の加速度・ランプ・ステップモニタは、低仰角で多数フラグが発生しており、マルチパス波の影響と考えられる。
- (b) EXE-I モニタでは、1衛星・1受信機のフラグだけでなく、1衛星・全受信機で搬送波の加速度過剰が発生した事例があり、衛星クロックのドリフトが検知されたと推察する。
- (c) EXE-II モニタで衛星・受信機を排除した事例はなかった。

今後の課題は、多くの観測データに本稿のモニタ処理を適用すること、本稿の範囲外としたσ-μモニタの検討を進めることである。

参考文献

[1] ICAO, International standards and recommended practices, annex 10 to the conven-

tion on international civil aviation, vol.1, Nov. 2002.

[2] FAA, Specification of category I local area augmentation system ground facility, FAA-E-2937A, Oct. 21, 2005.

[3] Gang Xie, "Optimal on-airport monitoring of the integrity of GPS-based landing systems," a dissertation submitted to Stanford Univ. Mar. 2004.

[4] Jiyun Lee, "GPS-based aircraft landing systems with enhanced performance: beyond accuracy," a dissertation submitted to Stanford Univ. Mar. 2005.

[5] 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.

[6] 福島荘之介, "GBAS 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, " 第7回電子航法研究所発表会 講演概要, pp.113-118, 2007年6月.

[7] 福島荘之介, "GPS 衛星の故障と GPS 補強システムへの影響に関する一考察, " 信学技報, Vol.107, No.169, SANE2007-57, pp.31-35, 2007年7月.