

7. 地上型衛星航法補強システム（GBAS）の開発と安全性要求の保証

航法システム領域 ※福島荘之介，齊藤真二，吉原貴之，齋藤享，藤田征吾

1 はじめに

地上型衛星航法補強システム（GBAS: Ground-Based Augmentation System）は，衛星航法による民間航空機の進入着陸システムである．国際民間航空機関（ICAO）は，1990年代から ILS に代わる GPS による進入着陸システムの検討を開始し，2001年にCAT-Iに対応する地上システムの国際標準及び勧告方式（SARPs）を発効した [1]．しかし，精密進入の高い安全性要求を保証する装置の実現は課題であり，主要国で研究開発が続いてきた．最近，実用型地上装置の設計が承認され，米国及びドイツは運用開始に向けて活動中である．また，ボーイング社，エアバス社は B787，A380 型機以降の新型機に GBAS による GLS（GBAS Landing System）を装備し，B787 は昨年末から我が国を最初に導入も始まった．電子航法研究所では，日本列島が含まれる中低緯度地域の空港へも GBAS を導入するため，低磁気緯度に特有な電離圏現象を脅威に含めたプロトタイプの開発を通して安全性を保証する手法を検討し，装置を実現した．その後，関西国際空港に装置を設置し，1年間連続データを取得して安全性要求を検証した．

高い安全性要求を保証するためには，安全性要求を定量的に検討した安全性設計と同時にシステムを開発し，更に実環境データと脅威モデルにより要求を検証するプロセスが重要である．本稿では，GBAS の安全性要求と設計プロセスを述べ [2]，次に実環境で取得した連続データを用いた擬似ユーザによる HMI 解析と衛星異常検知に関する信号歪み，加速度過剰，CCD（Code-carrier divergence，コード・搬送波間ダイバージェンス）モニタの検証結果を述べる．

2 GBAS 安全性要求と設計プロセス

SARPs では CAT-I 精密進入における安全性性能を，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）で定めている．このうち，インテグリティは装置が故障するなどしてユーザの安全が阻害され

るときタイムリーに確実に警報を発生する指標であり，何れの1進入においても $1 - 2 \times 10^{-7}$ と高い性能が要求される．故障により影響が発生してから警報が発出されるまでの時間（Time-to-alert）は6秒以下と規定され，地上と機上装置に各3秒が配分される．コンティニュイティは，進入中の航空機にサービスを連続して与えるための指標であり，警報（誤警報を含む）を頻繁に発出しないことを要求し，15秒間の平均で $1 - 8 \times 10^{-6}$ 以下と規定される．これに対してアベイラビリティは，警報（誤警報を含む）による中断なしにサービスを行う時間の割合であり，99～99.999%と幅を持って規定される．地上装置は，インテグリティ要求を満足するため保守的に警報を発生するよう動作するが，コンティニュイティ要求からは警報の発生頻度を一定値以下にし，更にアベイラビリティを高く保つ必要がある．これはシステム設計においてトレードオフとなる．

機上装置の警報動作は，航空機の測位誤差推定値（信頼限界）の指標である保護レベルが使われる．機上で保護レベルを計算するため，地上装置では，同時に4式の基準局受信機で衛星を受信し，補正値の誤差パラメータであるインテグリティ情報を放送する．インテグリティ情報は，補正値の予測誤差（B値），補正値誤差を評価した後決定される誤差分布のパラメータ（ σ_{pr_gnd} ），電離圏や対流圏の誤差分布のパラメータ（ σ_{iono} ， σ_{trop} ），放送暦モニタの検知性能を示す指標（P値）から構成される．保護レベルには鉛直方向のVPLと滑走路中心線に対して横方向のLPLがあり，それぞれのしきい値と比較して越える場合に警報を発生する．

図1にモニタ開発のプロセスを示す [3,4]．始めにGBASにとって脅威となる要因を網羅的に洗い出し，その発生頻度や影響を予測する．脅威は，GPS障害や伝搬異常などGBAS地上装置の外部に存在する要因と地上装置のハードウェア故障，ソフトウェア異常，伝送誤りなど内部的な要因が存在する．次に地上装置の安全性に関する

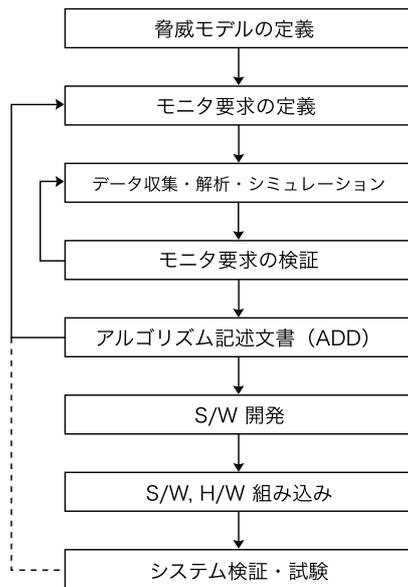


図1: インテグリティを保证するモニタ設計プロセス

るシステム構成を作成して、脅威を詳細に検討し、これ以上分割不可能な基本事象を列挙する。これを、よく知られたFTA (Fault Tree Analysis, 故障木解析) により体系的に樹形図にし、総リスクを算定する。総リスクが目標リスクを越えた場合は、残リスクをモニタなどに配分してリスクを低減する。その後、アルゴリズム記述文書 (ADD: Algorithm Description Document) を作成し、モニタ要求が満たされればソフトウェア開発、実装、検証に移行する。リスクの配分は一通りではないが、目標リスクに達するまで正当な根拠によって低減し、目標に達しない場合は定義に戻って繰り返す。リスクを低減する基本的な方法は、モニタ (リスクが大きい部分への異常検知モニタの追加) の他、インフレーション (σ_{pr_gnd} などをインフレートして保護レベルを大きくする。機上の測位誤差を常時大きく見積もることに相当する)、アーキテクチャ (システムの安全性構造の変更) がある。

次に、FTA における具体的なリスク配分と安全性評価について述べる。GBAS (CAT-I) では、ユーザに偽の情報を与え、測位誤差が保護レベルを超える危険な事象を HMI (Hazardous Misleading Information) または MI と呼び、その発生確率をインテグリティリスクと考える。標準文書に示される GBAS インテグリティリスク樹形図の最上部の例を図2示す。CAT-I の目標リス

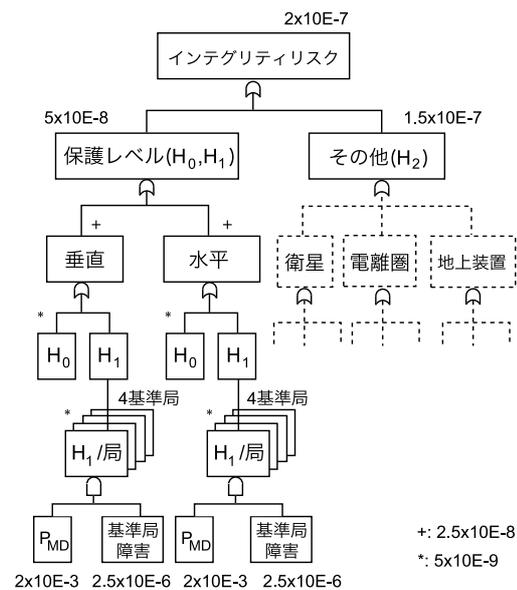


図2: インテグリティリスク配分木 [5]

クである 2×10^{-7} のインテグリティリスクは、SARPs により 1 : 3 に配分する方針が示されており、正常時に偶発誤差により生じる保護レベル H_0 と H_1 のリスクと保護レベルのリスクで保証されないその他 (または H_2) に分けられる。保護レベルのリスクは、基準局受信機の障害を1時間あたり 10^{-5} と保守的に仮定して見積もられる。その他のリスクをどの様に配分するかは装置毎のシステム設計に委ねられており、標準文書には記載されていない。本プロトタイプの開発で扱う FTA は、その他の部分に相当する。

FTA における基本事象は、推定される発生頻度に対して十分保守的な事前確率を設定することが可能である。例えば、GPS 障害の事前確率 P_f は、SPS 標準 [6] を根拠として、保守的に1衛星1時間あたり 10^{-4} と見積もられており、これを1回の進入時間である150秒に換算して、1衛星1進入あたり 4.17×10^{-6} とする [7]。インテグリティリスクとして配分される P_a は、モニタの未検出確率 P_{md} (脅威が発生した場合の条件付き確率)、障害によってユーザ位置誤差が保護レベルを超える確率 P_{pl} (脅威が発生し未検出が起こった場合の条件付き確率) と

$$P_a \geq P_{pl} P_{md} P_f$$

の関係にある。

プロトタイプ開発では、抽出した合計67の基本事象から FTA を実施し、10段以上の樹形図を

作成して、インテグリティリスクを配分した。リスクは、主に後述する複数の異常検知モニタとリスク緩和アルゴリズムにより低減される。この他、データ処理機器のCPUのハードウェア障害など、冗長系設計でリスクを低減する場合もある。また、コンティニューイティについても同様にリスク配分を行い、各モニタに配分したリスクは誤警報確率とする。なお、モニタに配分したインテグリティリスクは、未検出確率となる。この場合、HMIを生じる可能性のある最悪ケースを模擬したシミュレーションにより、モニタの妥当性を検証する必要がある。これは、最悪ケース解析と呼ばれ、理論的検討、フィールド試験データ分析、計算機シミュレーションによる。

安全性アーキテクチャやFTAなどは予備的システム安全性評価（PSSA：Preliminary System Safety Assessment）に文書化して、装置設計、製造と同時にモニタ設計とインテグリティを保証するための検証プロセスを進める。最終的に検証されたPSSAは、安全性評価報告書（SSA：System Safety Assessment）とする。

3 擬似ユーザによるHMI解析

図3に関西空港の擬似ユーザ1局における垂直方向のスタンフォードチャートを示す。擬似ユーザは、航空機側機器の動作を模擬する空港内の固定位置に設置したGPS受信機であり、アンテナ位置はGPS測量されている。図は2012年4月15日の24時間の垂直誤差（VPE）と垂直保護レベル（VPL）の頻度分布（カラーバー）を意味する。図中のMI及びHMI領域内に発生する事象（ここではHMI事象と呼ぶ）は、前述の測位誤差が保護レベルを超える危険な事象であり、機上で警報なしに誤差が増加する可能性を持つ。同様に水平面上で滑走路中心線に直交方向の保護レベル（LPL）と誤差の関係を示す図も存在する。

HMI解析は、HMI事象が発生した原因を特定することを目的とし、連続的に収集保存している基準局GPS受信データ、中間処理データ、放送データなどを解析する。ただし、HMI事象は擬似ユーザGPS受信機側でのマルチパス誤差によっても発生する。SARPsの安全性要求（CAT-I）は個別のユーザに依存しない空間信号を対象

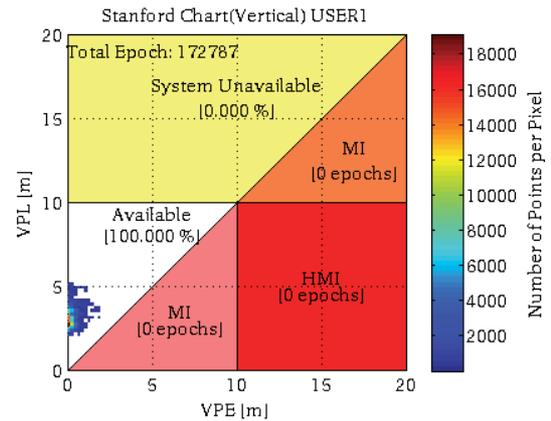


図3: スタンフォードチャート（垂直）

としており、ユーザ側は正常な受信機が存在することを仮定している。このため、ユーザ側のマルチパス誤差によって発生するHMI事象は、HMIではない。このユーザ側に原因するHMI事象を容易に判別するため、関西国際空港に設置したGBASプロトタイプでは、マルチパス誤差に対して独立となるよう擬似ユーザを十分隔離して異なる滑走端に2局設置している。

プロトタイプ装置を関西国際空港に設置後、数ヶ月の連続データを取得した際、スタンフォードチャートには稀にHMI事象が発生し、原因追及を実施した。この結果、ほとんどは擬似ユーザ側に起因する事象であったが、初期には稀に地上機器側に原因する事象が存在することも確認された。解析の結果、これらの主な原因は、(1)ADDの誤り、(2)ADDの解釈の間違い（誤解を与える曖昧な記述）、(3)ADDと異なる実装が行われた（コーディングの段階で判断ミス）、(4)設計段階またはコーディング段階でのプログラムの誤り、に分類されることが判明した。

この結果、ADDを修正し、3回の改版によりソフトウェアの修正が行われた。現在、2局の擬似ユーザで同時にHMI事象は発生しておらず、1年間の連続データを再生した解析においても明らかなHMIは発見されていない。実用機器の開発においては航空ソフトウェア開発の要求指針を記述した文書（RTCA DO178）に沿った開発が要求される。

4 衛星異常に関するモニタの検証

4.1 GPS信号の異常とモニタ

GBASにおいてインテグリティに脅威となる稀な事象のうち相対的に頻度が高いのはGPS（宇

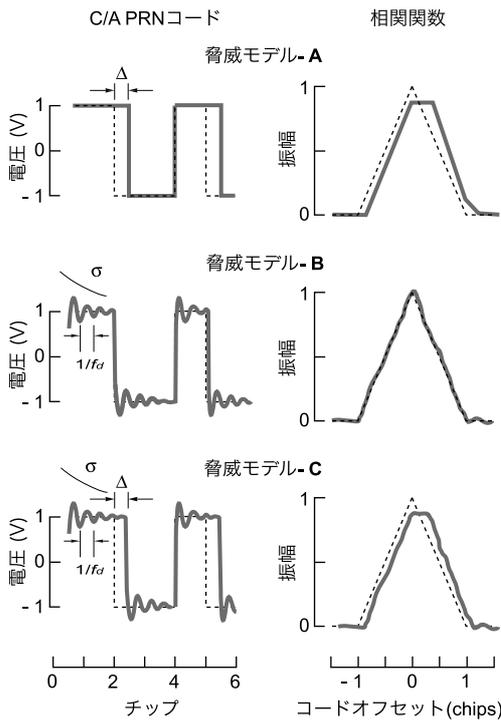


図4: 信号歪み脅威の定義

宙・制御セグメント)の障害である。GPS自身が障害を検知したとき航法メッセージによりユーザに通知されるのは数分から数時間後であり、進入着陸システムの警報時間要求を満たさない。過去に発生した主要なGPS障害の原因は、主に姿勢制御系、搭載原子時計、送信系に分類される[8,9]。検討の結果、以下の主要な6つの事象についてはリスクの低減が必要であることが分かった。GPSの障害による脅威は、GPS送信信号の電力低下、CCDの増加、クロックの加速度過剰、エフェメリス異常、信号歪み、である。また、電波伝搬に原因する脅威は、電離圏遅延量の空間勾配異常である。GPS障害による脅威は、精密位置が既知の4式の基準局受信機が出力する観測値から生成する検定統計量をモニタしてしきい値と比較して検知する。これら異常検知モニタは、補正情報の生成過程に伴うソフトウェア処理として実現される。各モニタは、各基準局受信で受信したある衛星の検定統計量を検出しきい値と比較し、越えた場合にフラグとする。この結果を上位の統括モニタに送り、ある衛星が2式以上の受信機でフラグした場合など一定の条件で衛星(または受信機)の排除を判定する方法を採用している。

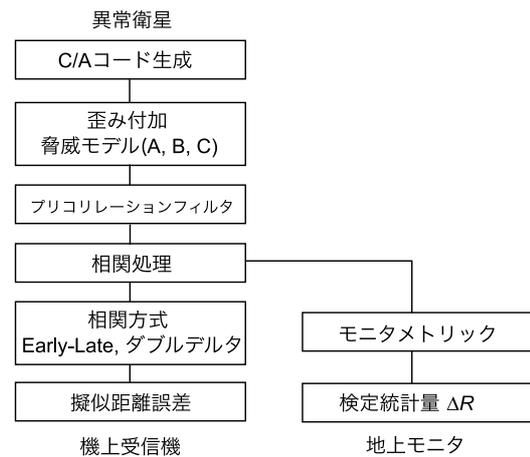


図5: 信号歪みモニタの最悪ケース解析の手順

4.2 信号歪みモニタ

信号歪みモニタでは、1990年に発生した19番衛星故障(SV19問題)を基にSARPsにおいて定義された異常波形を脅威モデルA,B,Cとする。モデルAは、GPS衛星内のC/Aコードを発生するデジタル回路であるNDU(Navigation Data Unit)の故障に関する出力信号の立ち下りの遅延 Δ (または進み $\Delta < 0$)である。モデルBは、シンセサイザなどアナログ部での発振の故障モデル(共振周波数 f_d と減衰比 σ)である。モデルCは、モデルAとモデルBの組み合わせである。モデルA,B,CのC/A PRNコード波形とその相関関数を図4に示す。

更に、機上装置に含まれるGPS受信機は複数の種類が考えられる。通常のGPS受信機が採用する相関方式は、Early-Late相関器、ダブルデルタ相関器、の2種類があり信号歪みによる誤差特性が異なる。またプリコリレーションフィルタとして複数のタイプがあり、相関器前の帯域幅(PCBW: Precorrelation Bandwidth)は2~24MHzで設計される。このためSARPsでは、機上GPS受信機として、この2種類の相関方式における相関器間隔とPCBWの範囲からGBASで保証する空間を定義している[1]。

信号歪みモニタは、基準局GPS受信機の相関関数の相関点強度から求める信号歪みに相当する量を検定統計量として異常衛星を検出する。本モニタの性能を検証するために、計算機シミュレーションにより機上GPS受信機で発生する全ケースを模擬し、DGPSで距離誤差となる基準局GPS受信機と機上GPS受信機の擬似距離の

差 $\Delta\rho$ と検定統計量 ΔR の関係を解析した。これは、脅威モデル領域と機上 GPS 受信機の保証領域の探索に相当する。図 5 にシミュレーションの流れを示す。

モニタの妥当性は具体的に次のように検証された。最初に、設置初期の取得データの検定統計量分布とモニタに割り当てたコンティニュイティ要求（誤警報確率）から検出しきい値を仮決めし、割り当てたインテグリティ要求（未検出確率）とから最小検出可能な信号歪み（MDD：Minimum Detectable Distortion）を求めた。このとき、検定統計量が自由度 4 の χ^2 分布に従うことを考慮する。次に、故障衛星の距離誤差が、信号歪みによるバイアス誤差成分と正常時のランダム誤差成分に従うとして、最大許容距離誤差（MERR：Maximum-allowable Error in Range）を求めた。ここで、MERR は 24 衛星で最悪配置の場合の許容垂直誤差の最小値として求めた。

脅威モデル領域の探索の結果、最もクリチカルな脅威モードは、モデル C、 $\Delta=0.12$ chip、 $f_d=8.4$ MHz、 $\sigma=1.0$ Mnepers/sec であり、 ΔR が MDD 以下でかつ $\Delta\rho$ が MERR を越える場合は存在しないことを確認した。更に、9ヶ月の収集データ（2011年4～12月）により、検定統計量に影響を与える衛星特有のバイアス誤差の変化を求め、バイアスの変動によっても、インテグリティ要求が満足できることを確認した。この結果、本モニタの妥当性が検証された。

4.3 加速度過剰モニタ

クロックの加速度過剰は、搭載原子時計の異常であり、各衛星の搬送波位相の加速度推定値を検定統計量としてモニタする。モニタの検出しきい値は、正常時のデータから検定統計量の分布を求め、オーババウンド法 [10] によりインフレーション係数を決定して、コンティニュイティ要求から決定する。本モニタの検定統計量は、受信機のクロック変動を削除した搬送波位相から、最小二乗法による二次近似の係数として求める Acc（加速度）、Ramp（速度）、Step（バイアス）とする。検定統計量は、サイクルスリップによっても同様になるため、スリップモニタとしても利用する。

本モニタの妥当性は次のように検証された。MERR は σ_{pr_gnd} から計算する。次に、許容可

能な検定統計量の最大値（MAE：Maximum Allowable Error）を距離誤差が MERR を越えない範囲で求める。MAE と MERR の関係は、検定統計量と距離誤差の関係式から導出される。モニタの妥当性は、最小検出可能な検定統計量（MDE：Minimum Detectable Error）と MAE を比較する。MDE は、9ヶ月の収集データから求めた正常時の検定統計量の標準偏差 σ_d から、前節と同様に割り当てたインテグリティ及びコンティニュイティ要件により求める。比較は、5度毎の仰角区間毎に実施し、全ての仰角区間で条件が成立した。この結果、本モニタの妥当性が検証された。

4.4 CCD モニタ

CCD 脅威は、GPS の PRN コードと搬送波位相の電離圏遅延量が逆符号であるため、主に電離圏擾乱や衛星故障によって受信機の平滑化フィルタで誤差が蓄積され増加する現象である [11]。CCD モニタは、各衛星各受信機の搬送波位相と擬似距離観測値の差に 2 段階の平滑化フィルタを適用し、ダイバージェンスレートの推定値を検定統計量とする [12]。検出しきい値は同様に正常時の検定統計量分布から決める。

モニタの妥当性は次のように検証する。許容可能な検定統計量の最大値（MADR：Maximum Allowable Divergence Rate）と σ_{pr_gnd} の関係を計算機シミュレーションによる最悪ケース解析により導出する。これは、地上及び機上の平滑化フィルタの開始時間、ダイバージェンスレート発生時間に依存する。MADR は、この結果から求める。次に、最小検出可能な検定統計量である MDDR（Minimum Detectable Divergence Rate）を求めた。MDDR は、9ヶ月の収集データから求めた正常時の検定統計量の標準偏差 σ_e とインフレーション係数から、同様に割り当てたインテグリティ及びコンティニュイティ要件により求める。モニタの妥当性は MDDR が MADR を越えないことにより成立する。比較は前節と同様に 5 度毎の仰角区間に分割して確認した。この結果、仰角 25 度以上の衛星で条件が成立するが、低仰角衛星では不成立となることが分かった。この原因は、収集データから求めた低仰角衛星の σ_e に季節変動があり、ダイバージェンスレートが電離圏活動に基因して変動するためと考えられる。しかし、検出しきい値の設定方法

など妥当性の成立条件は保守的な部分が残っており，更に詳細に検討を進めれば成立する可能性は高い．

5 まとめ

本稿では，GBASの安全性要求を保証するための設計・検証するプロセスについて，実環境の連続データを用いたHMI解析，信号歪み・加速度過剰・CCDの各異常検知モニタの検証結果について述べた．GBASの高い安全性要求を保証するためには，擬似ユーザによるHMI解析など実証と共に，モニタの妥当性の検証が重要であり，実環境データによる正常時の検定統計量分布の決定と最悪ケースを模擬する計算機シミュレーションが要点となる．

安全性要求を保証する手法を検討するため，実用機と同様の安全性設計が可能なプロトタイプを開発し，安全性要求を検証しながらシステム設計を行うプロセスを実施した．本稿で述べた手法により，CAT-I GBASの安全性要求を保証する安全性設計の指針が示された．今後の課題は，CAT-II，IIIの安全性要求を保証する手法を検討することであり，CCDモニタの再検証と共に進める予定である．

謝辞

GBASプロトタイプ装置の関西国際空港への設置及び連続データ収集については，航空局交通管制部，大阪航空局関西空港事務所，関西国際空港株式会社の関係者各位に多大なご協力を頂いた．ここに深く感謝致します．

参考文献

- [1] ICAO, International standards and recommended practices, annex 10 to the convention on international civil aviation, vol.1, Radio navigation aids, sixth edition, July 2006.
- [2] 福島荘之介，工藤正博，齊藤真二，吉原貴之，齋藤享，藤田征吾，藤井直樹，“衛星航法による精密進入着陸システムの開発と安全性の保証”，信学論B，Vol. J94-B，No.7，pp.802-811，2011年7月．
- [3] SAE, Certification Considerations for Highly-Integrated or Complex Aircraft Systems, ARP4754, Nov. 1996.

- [4] SAE, Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment, ARP4761, Dec. 1996.
- [5] RTCA SC-159, “Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation System (LAAS),” DO-245A, Dec. 9, 2004.
- [6] U.S.DoD, Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard, Oct. 2001.
- [7] S. Pullen, J. Rife and P. Enge, “Prior Probability Model Development to Support System Safety Verification in the Presence of Anomalies,” Proc. IEEE/ION Position, Location, And Navigation Symposium, pp.1127-1136, Apr. 2006.
- [8] 福島荘之介，“GPS衛星の故障・不具合による異常信号”，GPS/GNSSシンポジウム2007，pp.259-265，2007年11月．
- [9] 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．
- [10] G. Xie, “Optimal On-airport Monitoring of the Integrity of GPS-based Landing Systems,” Ph.D Dissertation Stanford Univ. Mar. 2004.
- [11] P. Misra and P. Enge, Global Positioning System, Signals, Measurements, and Performance, Second Edition, pp.188-192, Ganga-Jamuna Press, 2006.
- [12] D.V. Simili and B. Pervan, “Code-Carrier Divergence Monitoring for the GPS Local Area Augmentation System,” Proc. IEEE/ION Position, Location, And Navigation Symposium, pp.483-493, Apr. 2006.