

ISSN 0389-4010
UDC 629.7.018.7
629.783
527.8

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1210

ターミナルエリアオペレーションに対する ディファレンシャルGPS飛行実験の評価解析

辻 井 利 昭 ・ 村 田 正 秋
小 野 孝 次 ・ 石 川 和 敏

1993年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-1200	遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験 (その2) フラッタ緊急停止装置の開発 Preliminary Tests of a Flutter Emergency Stopper for the Transonic Wind Tunnel (Part 2) Detailed Study for Flutter Stopper Development	1993年5月	安藤 泰勝, 鈴木 誠三 半沢 麻雄, 藤井 謙司 鈴木 弘一, 外立 政隆 松下 洸, 梅島 龍男
TR-1201	LE-7 液酸ターボポンプの軸推力釣合わせ Axial Thrust Balancing of the LE-7 LOX Turbopump	1993年5月	長谷川 敏, 志村 隆
TR-1202	振動翼まわりの非定常空気力の計算 第I部 定式化 Computations of Unsteady Aerodynamic Loads Around Oscillating Wing Part I Formulation	1993年5月	中道 二郎
TR-1203	振動翼まわりの非定常空気力の計算 第II部 計算結果および考察 Computations of Unsteady Aerodynamic Loads Around Oscillating Wing Part II Computed Results and Discussions	1993年5月	中道 二郎
TR-1204	吸い込みのある二次元自然層流翼の高亜音速, 高 Re 数 風洞試験 High Subsonic and High Reynolds Number Wind Tunnel Tests of Two-dimensional Natural-Laminar-Flow Airfoils with Suction Boundary Layer Control	1993年5月	野口 正芳, 佐藤 衛 神田 宏, 石田 洋治
TR-1205	屈曲二重円錐の超音速風洞試験 Investigation of Experimental Bent-Nose Biconic Design in Supersonic Flow	1993年5月	関根 英夫, 野田 順一 石田 清道, 谷 喬
TR-1206	スペースプレーンの飛行シミュレータ試験研究 (1)スペースシャトルデータによる予備試験 Flight Simulation Test for Spaceplane Part 1 Preliminary Test with the Spase Shuttle Data	1993年6月	渡辺 顯, 柳原 正明 若色 薫, 川原 弘靖
TR-1207	低騒音 STOL 実験機「飛鳥」の水平尾翼付近の流れ計測 Flow Field Measurement around the Empenage of the STOL Experimental Aircraft ASKA	1993年6月	井之口浜木
TR-1208	空力弾性テイラリングによって最適化された前進翼の空力 弾性特性について On the Aeroelastic Characteristics of the Forward Swept Wing Optimized by Aeroelastic Tailoring	1993年7月	中道 二郎, 江尻 宏 菊地 孝男, 峯岸 正勝 外崎 得雄, 熊倉 郁夫 野口 義男, 磯貝 紘二
TR-1209	高速回転加熱場模擬環境における傾斜機能材料の基礎的強 度評価試験 第一報 段階的機能材の試験 Fundamental Evaluation of Functionally Gradient Materials in the Simulation of a High-Tempera- ture High-Speed Rotating Field Part I: Evaluation Tests of Stepwise Graded Material	1993年8月	藤沢 良昭, 瀧 將展 祖父江 靖, 吉田 豊明

ターミナルエリアオペレーションに対する ディファレンシャルGPS飛行実験の評価解析*

辻 井 利 昭^{*1} 村 田 正 秋^{*1}

小 野 孝 次^{*2} 石 川 和 敏^{*2}

Flight Evaluation of Differential GPS for Terminal Area Operations

Toshiaki TSUJII, Masaaki MURATA, Takatsugu ONO,
and Kazutoshi ISHIKAWA

ABSTRACT

Flight experiments of the differential GPS (DGPS) navigation system were conducted by the NAL (National Aerospace Laboratory) at the Sendai airport. The system was used to evaluate the performance of the DGPS for airplane terminal area operations. The Dornier-228-200 (Do-228), an experimental research airplane, was used for the experiments. A C/A-code, 1 channel GPS receiver (Rockwell/Collins Navcore-1) was equipped in the Do-228. The identical receiver was placed at a known (surveyed) location in the airport as a ground-reference.

In a post flight analysis, navigation solutions were estimated by a DGPS navigation filter which had been developed by NAL. The filter consists of a ground reference differential correction filter (DCF) and an airborne navigation filter (ANF). Differential corrections to pseudorange and deltarange were computed and filtered by the DCF. Measurement data obtained by the airborne receiver were first differentially corrected, and then airplane position and velocity were estimated by the ANF. The airplane was tracked by a laser tracker, and the data was used to provide a reference profile of the airplane.

This paper describes the DGPS navigation system, the algorithm of the DGPS navigation filter, and the results of the post-flight analysis. Although GPS positioning error was previously about 95 m, it was reduced to about 25 m using the DGPS system. As GPS was under SA (Selective Availability) during flight experiments, the effectiveness of DGPS was demonstrated.

Key Words: differential GPS, terminal area operation, flight experiment, differential correction filter, Selective Availability

概 要

航空機のターミナルエリアオペレーションに対するディファレンシャル GPS (DGPS) 航法の性能を評価する目的で、仙台空港において飛行実験を実施した。本実験は、我が国では最初に行われた航空機の DGPS 航法の性能評価試験である。航空機は航技研所有の Dornier-228-200 (Do-228) を使用した。Do-228には Rockwell International 社製の C/A コード、1 チャンネル受信機 Navcore-1 が装備されている。また、空港内の位置

* 平成 5 年 5 月 31 日 受付 (received 31 May 1993)

*1 制御部 (Control System Division)

*2 飛行実験部 (Flight Research Division)

(座標)が既知の地点に同種の受信機を設置した。

航法解の推定は、航技研が開発した DGPS 航法フィルタを用い、飛行後解析によって行った。DGPS 航法フィルタはディファレンシャル・コレクション・フィルタ (DCF) と、機上航法フィルタ (ANF) で構成される。まず、地上 GPS 受信機の観測データから DCF によって擬似距離、デルタレンジに対する補正量を推定し、次に機上での GPS 観測データを補正した後、ADF によって航空機の位置、速度を推定する。航法精度評価の際には、航空機をレーザートラック追尾して得られた飛行経路を基準とした。

本論文では、DGPS の原理、航法計算のアルゴリズム、航法精度評価の結果について述べる。GPS 航法では約 95m であった位置誤差が、DGPS 航法では約 25m に改善された。実験期間中は SA (Selective Availability) 環境下であり、SA 下での DGPS 航法の有効性が明らかになった。

1. はじめに

GPS は米国国防総省 (DoD) が開発中の全天候、全世界、3 次元、実時間電波航法衛星システムである。1993 年 1 月末現在、21 個の衛星が使用可能で、運用段階 (1993 年半ば予定) では 24 衛星 (21 アクティブ、3 スタンバイ) が配置される。GPS 衛星は、L1 (1575.42 MHz) と L2 (1227.60 MHz) の 2 つの搬送波を送信し、搬送波は C/A コード及び P コードと呼ばれる擬似ランダム雑音、及び衛星の軌道情報等が含まれた航法メッセージで変調されており、これらの信号を使用することによって航法を行うことができる。なお、L1 波は C/A コード、P コード、航法メッセージで変調され、L2 波は P コード、航法メッセージで変調されている。GPS 測位業務は、一般に解放されている Standard Positioning Service (SPS) と、軍関係者及び特に許可された民間人が利用できる Precise Positioning Service (PPS) に区別される。SPS 利用者は C/A コード、P コード及び航法信号にアクセスできるが SA (Selective Availability, 選択利用性)¹⁾の影響を受け、SA オンの状態での測位精度は水平方向で約 100m (95%)、垂直方向で約 150m (95%) である。SA とは、DoD が国家安全保障上、故意に SPS 利用者の測距精度を劣化させることであり、すでに実施されている。一方、PPS 利用者は SA 誤差を除去する情報を与えられるとされ、C/A コード受信機で約 20~40m、P コード受信機で約 5~15m の精度が得られる。また、有事の際には P コードを秘密の Y コードに変えて、SPS 利用者の P コードへのアクセスを制限することも検討されている。これは A-S (Anti-Spoofing, 対かく乱性)¹⁾と呼ばれ、Y コ

ードには PPS 利用者のみアクセスできる。

運用段階を前に、船舶、自動車の航法用受信機はすでに実用されている。また、航空機用の新しい航法システムとしての運用も検討されている。一般に民間航空機では、陸上エンルートの場合 VOR/DME (VHF Omni-Directional Radio Range/Distance Measuring Equipment) 等の地上航法支援装置を使用する無線航法が利用される。また、それらの地上装置を使用できない洋上航行では INS (Inertial Navigation System) を使用する自立航法が利用される。GPS 航法では VOR/DME のような地上設備が不要であり、地上洋上を問わず、全世界で同一の航法性能を有する。他方、INS は時間の経過とともに誤差が増大する欠点があり、1 時間あたり 1~1.5nm (1nm = 1.852km) の誤差を生じるが、GPS の精度は時間の経過には無関係であり、精度自体も格段に良い。このように、ターミナルエリア以外の運航では GPS は十分な性能を有する。さらに、低価格という利点もある。

一方、航空機の進入着陸に GPS を応用する研究が欧米で活発に行われている。GPS 単独航法による進入ではカテゴリー I* の精度は得られないが、ディファレンシャル GPS (DGPS) という技術を用いれば、航法精度が大幅に向上し、C/A コード受信機で準カテゴリー I** の精度が実現できる²⁾。DGPS では、位置のわかったある地点にもう 1 つ GPS 受信機を設置する。地上受信機で GPS 衛星の電波を観測すると、電離層遅延、対流圏遅延、SA 等による測距誤差を推定できるので、それを航空機に送信すれば機上では観測データを補正し、精度の良い航法が可能となる。DGPS を行うために必要な地上装置は、ILS (Instrument

* 全天候運航における進入着陸は、そのときに得られる滑走路視距離及び決心高度に応じてカテゴリー I、II、III A、III B、III C と分類されている。カテゴリー I の条件は、視距離 800m 以上の場合に決心高度 60m まで誘導できることである。ICAO (International Civil Aviation Organization) で定められた ILS のローカライザ及びグライドパスの誤差限界をもとに、8000 ft (2438m) の滑走路に進入角 3° で進入する場合に必要な航法精度を計算すると、水平方向で 17.1m (95%)、垂直方向で 4.1m (95%) となる。カテゴリー II では、視距離 400m 以上で決心高度 30m まで誘導できることが必要で水平方向 4.8m、垂直方向 1.7m の精度を要する²⁾。着陸誘導システムとしては、現在 ILS (Instrument Landing System) が使用されているが、日本でカテゴリー II の ILS 地上施設を有するのは新東京国際空港のみで、その他の ILS はすべてカテゴリー I である。

** 準カテゴリー I はカテゴリー I に近いミニマム (視距離 800m、決心高度約 60m) を有し、進入方向及び降下経路の誘導ができる。VOR 等によって進入方向の誘導のみ可能な非精密進入に比べ、安全性、対障害物クリアランス、及び有用性において著しい効用がある²⁾。

Landing System) 及びその後継装置とされる MLS (Microwave Landing System) に比べるとはるかに簡便なシステムである。

Pコード受信機による DGPS では、カテゴリーⅠの精度が達成できる³⁾が、民間利用者に解放されている C/A コードの受信機による DGPS は準カテゴリーⅠの精度が限界である²⁾。しかしながら、DGPS と INS 及び電波高度計を併用する複合航法システムではカテゴリーⅡの進入が可能になるという報告がある⁴⁾。そのような DGPS を基盤とした着陸誘導システムは、その地上部分が現用の ILS に比してはるかに低廉かつ小規模であり、現在 ILS を装備していないローカルな飛行場においても計器着陸を可能とする。

以上述べたように、DGPS 単独またはその複合化航法システムは、航空機のターミナルエリアでの運航はもとより、HOPE 等宇宙往還機に対する将来型の着陸航法システムとして極めて有望と考えられ、現在研究開発が国際的に極めて精力的に行われている。そこで、DGPS の根幹となる DGPS 補正量の算出方式における種々の技術課題を、飛行実験によって得られた実データによる飛行後解析によって検討した。飛行実験は当所の実験用航空機 Do-228 と C/A コード、1チャンネル受信機 Navcore-1 (米国 Rockwell International 社製) を用いて行った。Navcore-1 は GPS または DGPS 航法解とともに生の観測データを同時に出力する。本研究の特徴は、この生の観測データのみ使用して、DGPS 補正量の算出方式、及びその航法精度への影響を検討したことである。本研究により、DGPS を中核とする HOPE 航法系の方式設計に必須な基礎データを取得できた。

2. ディファレンシャル GPS の原理

航法用 GPS 受信機の観測量は、観測者の位置の情報を与える擬似距離 (Pseudorange) と、速度の情報を与えるデルタレンジ (Deltarange) である。次式は擬似距離の観測量⁵⁾である。

$$PR(T) = \rho^* + b - d_{SV} - \delta_{SV} + d_{sag} + d_{ion} + d_{trop} + d_{eph} + d_{SA} \quad (1)$$

b : クロックバイアス (受信機搭載時計の GPS タイムに対するオフセット)

d_{SV} : 衛星のクロックバイアスのうち航法メッセージを用いて計算可能な部分

δ_{SV} : 衛星のクロックバイアスのうち航法メッセージを用いて計算不可能な部分

d_{sag} : Sagnac 効果による電波の経路長の延び

d_{ion} : 電離層遅延量

d_{trop} : 対流圏遅延量

d_{eph} : 軌道暦の誤差

d_{SA} : SA による誤差

T : 受信機アンテナの位相中心に信号が到達した瞬間の GPS タイム

時系は GPS タイム、座標系は WGS84 系 (World Geodetic System 1984) である。航法メッセージに含まれる衛星の軌道暦を用いて計算した衛星送信アンテナの位相中心の位置を $r_{SV}^*(T_{SV})$ 、受信機アンテナの位相中心の位置ベクトルを $r(T)$ とすると、軌道暦による衛星の位置と受信機間の幾何学的距離 ρ^* は

$$\rho^* = |r(T) - r_{SV}^*(T_{SV})| \quad (2)$$

で表せる。ここで T_{SV} は、衛星の送信アンテナの位相中心を信号が出た瞬間の GPS タイムとする。軌道暦の誤差のため、 ρ^* は衛星と受信機の真の幾何学的距離とは異なる。SA には、放送される軌道パラメータの操作と衛星時計のディザリングによる操作の二種あるが、その和を d_{SA} とし、 d_{eph} 及び δ_{SV} には、SA 誤差は含まないこととする。一方デルタレンジはドップラ周波数を一定時間 (dT) 積算した量を長さの単位で表したもので、擬似距離の変化率を一定時間積分した量と等価である。従って、デルタレンジの観測量 $DR(T)$ は次式で与えられる。

$$DR(T) = PR(T) - PR(T-dT) \quad (3)$$

(1)式で示したように観測量にはさまざまな誤差が含まれているが、航法精度を上げるためには、それらをでき得る限り除去する必要がある。(1)式中、 d_{sag} 、 d_{SV} は完全に計算でき^{6),7)}、除去可能である。一方 d_{ion} 、 d_{trop} は数学モデルによって推定可能⁵⁾であるが、モデル誤差を伴う。また d_{eph} 、 d_{SA} はモデル化できず、全く除去できない。ディファレンシャル GPS では測位をおこなう受信機 (利用者側の受信機) の他に、もう一つ別の受信機 (リファレンス側の受信機) で同じ衛星を観測する。この時 2 つの受信機の観測データに共通の誤差があれば、観測データの差をとることによってそれらを相殺できる。 d_{eph} 、 d_{SA} 、 δ_{SV} は両方の受信機にはば共通である。また d_{ion} 、 d_{trop} は受信機間の距離が 100~200km 以内ならば、電波の経路はあまり変わらないので共通とみなしてよい。したがって、これらの誤差をモデル等で推定することなく除去することができる。ただし、リファレンス側の受信機の位置 (座標) がわかっていることが条件となる。すなわち、位置が既知の受信機で観測することによって観測量の誤差が計算でき、その値を利用者側の受信機での観測量データから引くことによってディファレンシャル補正ができる^{8),9)}。図 1 に、擬似距離と補正された擬似距離との関係を示す¹⁰⁾。上に述べたことを定式化すると以下ようになる。ただし、DGPS にはここで述べる方式の他にも様々な方式がある¹⁰⁾。

リファレンス側での、擬似距離の観測量は(1)式と同様に

$$PR_{ref} = \rho_{ref}^* + b_{ref} - d_{SV} - \delta_{SV} + d_{sag} + d_{ion} + d_{trop} + d_{eph} + d_{SA} \quad (4)$$

で与えられる。軌道暦から計算した衛星の送信アンテナの

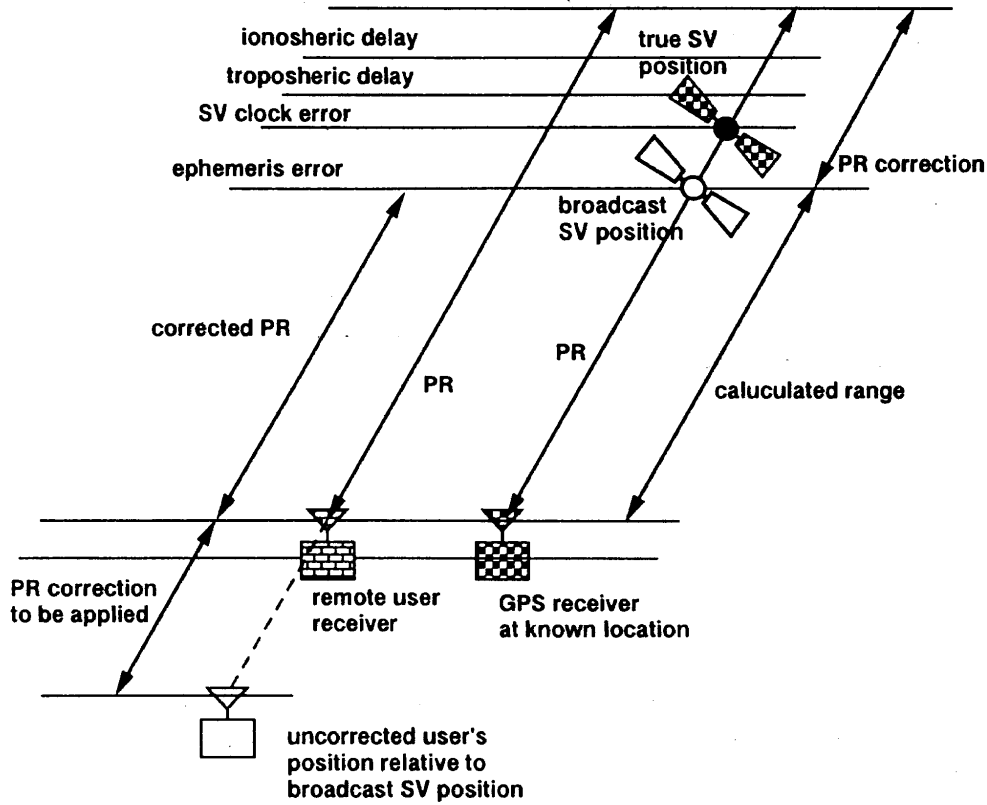


図1 ディファレンシャルGPSの原理

位相中心位置 r_{sv}^* と受信機アンテナの位相中心の距離 ρ_{ref}^* は、受信機アンテナの位置ベクトル r_{ref} が既値なので次式で計算できる。

$$\rho_{ref}^* = |r_{ref} - r_{sv}^*| \quad (5)$$

クロックバイアス b_{ref} は、1つの衛星の観測データから計算できる(3節で詳述)。そこで、擬似距離の生の補正量 ΔPR_{raw} を次のように定義する。

$$\Delta PR_{raw} = PR_{m,ref} - (\rho_{ref}^* + b_{ref} - d_{sv} + d_{sag}) \quad (6)$$

ここで $PR_{m,ref}$ は擬似距離の観測データで、(4)式の観測量に観測ノイズが加わっている。(4)、(6)式より ΔPR_{raw} は残った誤差の総和である。

$$\Delta PR_{raw} = d_{ion} + d_{trop} + d_{eph} + d_{SA} - d_{sv} + noise \quad (7)$$

すなわち、それぞれの誤差の値を陽に計算することなく、その総和を得ることができる。 ΔPR_{raw} にはノイズが含まれているので、平滑化し ΔPR とおく。以後、平滑化した補正量を単に補正量と呼ぶ。

この補正量を利用者側に送信すると、利用者側では擬似距離観測データ PR_m から ΔPR を引いて、補正された擬似距離データ PR'_m を得る。

$$PR'_m = PR_m - \Delta PR = \rho^* + b - d_{sv} + d_{sag} + noise \quad (8)$$

デルタレンジの生の補正量 ΔDR_{raw} は、

$$\Delta DR_{raw} = DR_{m,ref} - [(\rho_{ref}^* + b_{ref} - d_{sv} + d_{sag})_T - (\rho_{ref}^* + b_{ref} - d_{sv} + d_{sag})_{T-dT}] \quad (9)$$

となる。(3)、(9)式より

$$\begin{aligned} \Delta DR_{raw} &= [PR_{ref} - (\rho_{ref}^* + b_{ref} - d_{sv} + d_{sag})]_T \\ &\quad - [PR_{ref} - (\rho_{ref}^* + b_{ref} - d_{sv} + d_{sag})]_{T-dT} \\ &\quad + noise \end{aligned} \quad (10)$$

となるので、デルタレンジの補正量は擬似距離補正量の dT の間の変化量である。平滑化した補正量を ΔDR とすると、利用者側では

$$DR'_m = DR_m - \Delta DR \quad (11)$$

として、補正されたデルタレンジデータ DR'_m を得る。

なお、ここで定義した以外の量を補正量とすることも可能である(付録参照)。

3. DGPS 航法計算のアルゴリズム

本飛行実験データの解析で用いた DGPS 航法計算のアルゴリズムについて述べる。図2に示すように、DGPS 航法フィルタは大別して二つのフィルタで構成される。すなわち、地上局での観測データから補正量を推定するディファレンシャル・コレクション・フィルタ (DCF, Differential Correction Filter) と、その補正量と航空機上での観測データから航法解を推定する機上航法フィルタ (ANF, Airborne Navigation Filter) である。

3.1 ディファレンシャル・コレクション・フィルタ

DCF は、2種類のフィルタで構成される。衛星の観測データから地上の受信機のクロックバイアスを推定するフ

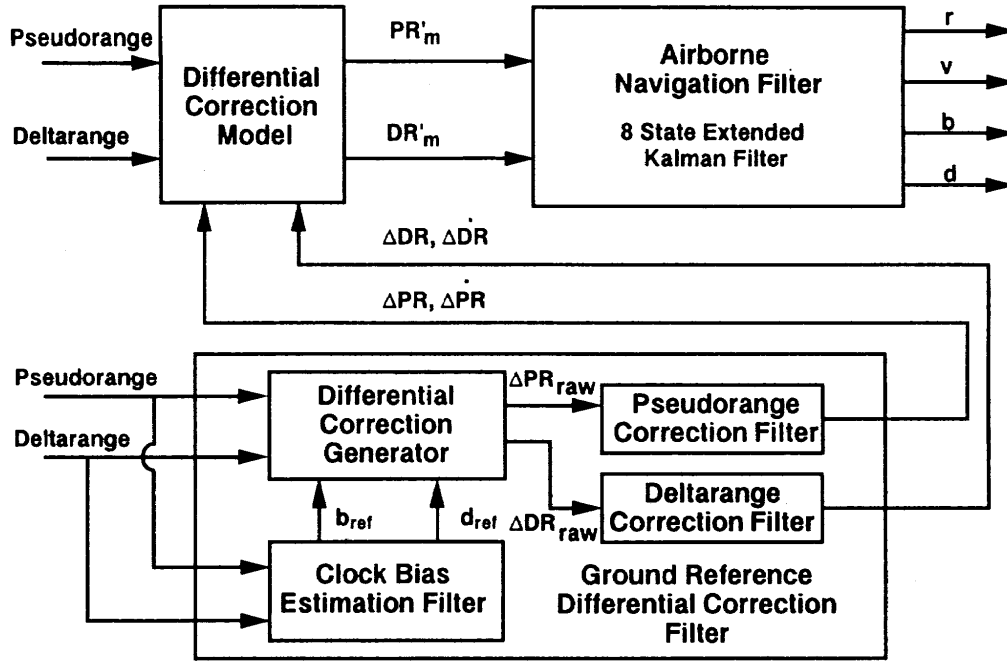


図2 DGPS 航法フィルタのブロック図

フィルタ (Clock Bias Estimation Filter) と、得られたクロックバイアスと各衛星の観測データを用いて補正量を推定するフィルタ (Pseudorange Correction Filter, Deltarange Correction Filter) である。

クロックバイアス推定フィルタでは、クロックバイアス b_{ref} 及びその時間変化率であるクロックドリフト d_{ref} は次のモデルに従って変動すると仮定する⁵⁾。

$$\begin{cases} \dot{b}_{ref} = d_{ref} + u_b \\ \dot{d}_{ref} = -\frac{1}{\tau_d} d_{ref} + u_d \end{cases} \quad (12)$$

u_b : クロックバイアスのシステムノイズ
(平均値 0, 分散 q_b のガウス白色雑音)

τ_d : 時定数

u_d : クロックドリフトのシステムノイズ
(平均値 0, 分散 q_d のガウス白色雑音)

時間変数は GPS タイムである。このモデルに従い擬似距離とデルタレンジの観測データから、2次のカルマンフィルタによって b_{ref} , d_{ref} を逐次推定する。カルマンフィルタを用いると観測ノイズの平滑化、クロックドリフトを同時に推定できる、などの利点がある。観測ベクトルを y とすると、観測方程式は、

$$y = \begin{pmatrix} y(1) \\ y(2) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} PR_{ref} \\ DR_{ref} \end{pmatrix} + v_m \quad (13)$$

となる。 $y(1) = PR_{m,ref}$, $y(2) = DR_{m,ref}$ である。 v_m は観測ノイズベクトルで、ガウス白色雑音と仮定する。

次に、このフィルタのアルゴリズムを記述する。まず、状態ベクトル $x = (b_{ref}, d_{ref})^T$ と推定誤差共分散行列 P の初期値 \hat{x}_0 , P_0 を先験的に与える。以下では (\cdot) は予測値、

(\cdot) は推定値を示す。今、 $k-1$ ($k=1, 2, \dots$) 番目の観測での推定値 \hat{x}_{k-1} , 及び共分散行列 P_{k-1} が得られているとする。 k 番目の観測が行われた時、その観測時のGPSタイム (T_k) を求める必要がある。 $\Delta T = T_k - T_{k-1}$ とおくと、(12) 式より

$$b_{ref}(T_k) = b_{ref}(T_{k-1}) + d_{ref}(T_{k-1})\tau_d \left\{ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta T}{\tau_d}\right) \right\} \quad (14)$$

である。一方光速度を c 受信機時計での観測時刻を t_k とすると、

$$b_{ref}(T_k) = c(t_k - T_k) \quad (15)$$

であるから(14), (15)式より、

$$c(t_k - T_k) = b_{ref}(T_{k-1}) + d_{ref}(T_{k-1})\tau_d \cdot \left\{ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta T}{\tau_d}\right) \right\} \quad (16)$$

となり、逐次近似により T_k を計算する。

次に、 k 番目の観測時での予測値を次式で計算する。

$$\hat{x}_k = \Phi(T_k, T_{k-1}) \hat{x}_{k-1} \quad (17)$$

ここで $\Phi(T_k, T_{k-1})$ は遷移行列であり、

$$\Phi(T_k, T_{k-1}) = \begin{pmatrix} 1 & \tau_d \left\{ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta T}{\tau_d}\right) \right\} \\ 0 & 1 - \exp\left(-\frac{\Delta T}{\tau_d}\right) \end{pmatrix} \quad (18)$$

となる。また、共分散行列の予測値は

$$\bar{P}_k = \Phi_k P_{k-1} \Phi_k^T + \tilde{Q}(T_k, T_{k-1}) \quad (19)$$

$$\tilde{Q}(T_k, T_{k-1}) = \int_{T_{k-1}}^{T_k} \Phi(T_k, s) Q Q^T(T_k, s) ds \quad (20)$$

となる。 Q はシステムノイズの共分散行列である。

$$\tilde{Q} = \begin{pmatrix} q_b & 0 \\ 0 & q_d \end{pmatrix} \quad (21)$$

\tilde{Q} は対称行列で、

$$\tilde{Q} = \begin{pmatrix} \tilde{Q}_{bb} & \tilde{Q}_{bd} \\ \tilde{Q}_{bd} & \tilde{Q}_{dd} \end{pmatrix} \quad (22)$$

とおくと、各成分は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \tilde{Q}_{bb} &= (q_b + q_d \tau_d^2) \Delta T - \frac{1}{2} q_d \tau_d^3 \left\{ 3 - 4 \exp\left(-\frac{\Delta T}{\tau_d}\right) \right. \\ &\quad \left. + \exp\left(-\frac{2\Delta T}{\tau_d}\right) \right\} \\ \tilde{Q}_{bd} &= \frac{1}{2} q_d \tau_d^2 \left\{ 1 - 2 \exp\left(-\frac{\Delta T}{\tau_d}\right) + \exp\left(-\frac{2\Delta T}{\tau_d}\right) \right\} \\ \tilde{Q}_{dd} &= \frac{1}{2} q_d \tau_d \left\{ 1 - \exp\left(-\frac{2\Delta T}{\tau_d}\right) \right\} \end{aligned}$$

次に $i=1$ として以下の計算を行う。まずカルマンゲイン K_k を計算する。

$$K_k = \bar{P}_k H_k(i)^T [H_k(i) \bar{P}_k H_k(i)^T + R(i)]^{-1} \quad (23)$$

R は観測ノイズの共分散行列である。

$$R = \begin{pmatrix} R(1) & 0 \\ 0 & R(2) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_{PR} & 0 \\ 0 & r_{DR} \end{pmatrix} \quad (24)$$

また、 H は観測感度行列で、次式で与えられる。

$$H_k = \begin{pmatrix} H(1) \\ H(2) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial PR_{ref}}{\partial b_{ref}} & \frac{\partial PR_{ref}}{\partial d_{ref}} \\ \frac{\partial DR_{ref}}{\partial b_{ref}} & \frac{\partial DR_{ref}}{\partial d_{ref}} \end{pmatrix}_{x=\bar{x}_k} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & dT \end{pmatrix} \quad (25)$$

$H(i)$ は 1×2 行列である。本実験で使用した受信機 Navcore-1 では、 $dT=0.1$ sec である。

推定誤差の共分散行列は

$$P_k = \bar{P}_k - K_k H_k(i) \bar{P}_k \quad (26)$$

となる。

状態ベクトルの推定値は観測 $y(1)$ を用い次式で求める。

$$\hat{x}_k = \bar{x}_k + K_k [y_k(1) - (PR_{ref})_{x=\bar{x}_k}] \quad (27)$$

続いて $i=2$ とおき、 $\bar{x}_k = \hat{x}_k$ 、 $\bar{P}_k = P_k$ として (23)、(26) 式の計算を行い、 $y(2)$ を用いて推定値を求める。

$$\hat{x}_k = \bar{x}_k + K_k [y_k(2) - (DR_{ref})_{x=\bar{x}_k}] \quad (28)$$

次の観測データ y_{k+1} を得た時 $\bar{x}_k = \hat{x}_k$ 、 $\bar{P}_k = P_k$ として (14) 式以下の計算を行い、状態量を逐次推定する。以後、新しい観測データを得る度に同様の手順で推定値を求める。

次に、補正量を推定するフィルタのアルゴリズムについて述べる。利用者側で観測データを補正するためには、観測時刻での補正量を得る必要がある。ところが一般に、利用者の観測時刻と DCF で推定した補正量の時刻は一致しない。そこで ΔPR 、 ΔDR に加えて、その時間変化率 $\Delta \dot{PR}$ 、

$\Delta \dot{DR}$ も推定し、利用者側では 1 次近似によって観測時刻での補正量を計算する。DCF では擬似距離、デルタレンジそれぞれに対して、2 次元カルマンフィルタを適用する。擬似距離補正フィルタは、 ΔPR 及び $\Delta \dot{PR}$ を推定し、デルタレンジ補正フィルタは ΔDR 及び $\Delta \dot{DR}$ を推定する。

擬似距離補正フィルタでは、状態ベクトルを $x = (x_1, x_2)^T = (\Delta PR, \Delta \dot{PR})^T$ とおく。クロックバイアス推定フィルタで推定したクロックバイアスを用いて、(6) 式より計算した擬似距離の生の補正量 ΔPR_{raw} をフィルタの観測データ y とし、観測方程式を

$$y = x_1 + \epsilon \quad (29)$$

とする。またシステム方程式は、

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = u \end{cases} \quad (30)$$

とする。 u はシステムノイズ、 ϵ は観測ノイズで、平均値 0 のガウス白色雑音である (分散をそれぞれ q 、 r とする)。カルマンフィルタのアルゴリズムは前述と同様であるので、 Φ 、 H 、 \tilde{Q} のみ記述する。

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 & \Delta T \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (31)$$

$$H = (1 \quad 0) \quad (32)$$

$$\tilde{Q} = \begin{pmatrix} \frac{q}{3} (\Delta T)^3 & \frac{q}{2} (\Delta T)^2 \\ \frac{q}{2} (\Delta T)^2 & q \Delta T \end{pmatrix} \quad (33)$$

また推定値は

$$\hat{x}_k = \bar{x}_k + K_k (y_k - H \bar{x}_k) \quad (34)$$

で与えられる。

デルタレンジに対しては $x = (\Delta DR, \Delta \dot{DR})^T$ とおき、(9) 式より計算したデルタレンジの生の補正量 ΔDR_{raw} を y として同様のフィルタ処理をおこなう。以上のようにして生成された ΔPR 、 ΔDR 、 $\Delta \dot{PR}$ 、 $\Delta \dot{DR}$ を用いて利用者受信機での観測データを補正し、機上航法フィルタによって航法解を得る。

3.2 機上航法フィルタ

本実験で使用した Navcore-1 のような 1 チャンネル逐次受信機の場合、航法解は通常カルマンフィルタによって推定する。将来航法精度を高めるために、他の航法センサのデータを利用することが考えられるが、カルマンフィルタではその際システムを容易に拡張できる利点がある。本解析では、受信機の位置、速度、クロックバイアス、クロックドリフトを状態変数とする 8 次元拡張カルマンフィルタを用いた。航空機の運動、及び受信機の時計の挙動モデルは、以下のように仮定する。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{u}_v \\ \dot{b} = d + u_b \\ \dot{d} = -\frac{1}{\tau_d} d + u_d \end{cases} \quad (35)$$

\mathbf{r} : 受信機の位置ベクトル

\mathbf{v} : 受信機 velocity ベクトル

\mathbf{u}_v : 速度のシステムノイズ

(各成分はそれぞれ, 平均 0 値, 分散 q_{vx}, q_{vy}, q_{vz} のガウス白色雑音)

b : クロックバイアス

u_b : クロックバイアスのシステムノイズ

(平均値 0, 分散 q_b のガウス白色雑音)

d : クロックドリフト

τ_d : 時定数

u_d : クロックドリフトのシステムノイズ

(平均値 0, 分散 q_d のガウス白色雑音)

観測方程式は,

$$\mathbf{y} = \begin{pmatrix} y(1) \\ y(2) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} PR \\ DR \end{pmatrix} + \mathbf{v}_m \quad (36)$$

である。 \mathbf{v}_m は観測ノイズベクトルで, 平均値 0 のガウス白色雑音と仮定し, その共分散行列で表す。

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} R(1) & 0 \\ 0 & R(2) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_{PR'} & 0 \\ 0 & r_{DR'} \end{pmatrix} \quad (37)$$

最初に, 擬似距離及びデルタレンジ観測データの補正を行う。(36)式と同様にして観測時刻の GPS タイム T を計算し, 次に DCF で推定した最新の補正量及びその時間変化率を用いて補正する。すなわち, 補正量が GPS タイム T_{ref} での値ならば,

$$PR'_m(T) = PR_m(T) - [4PR + 4\dot{PR}(T - T_{ref})] \quad (38)$$

$$DR'_m(T) = DR_m(T) - [4DR + 4\dot{DR}(T - T_{ref})] \quad (39)$$

によって補正する。 $y(1) = PR'_m$, $y(2) = DR'_m$ において, フィルタの観測データとする。以後のアルゴリズムは DCF の場合と同様であるので, Φ , H , \tilde{Q} のみ記述する。

$\Delta T = T_k - T_{k-1}$, I_3 を 3×3 の単位行列とすると, 遷移行列は

$$\Phi(T_k, T_{k-1}) = \begin{pmatrix} I_3 & \Delta T I_3 & 0 & 0 \\ 0 & I_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \tau_d \{1 - \exp(-\frac{\Delta T}{\tau_d})\} \\ 0 & 0 & 0 & \exp(-\frac{\Delta T}{\tau_d}) \end{pmatrix} \quad (40)$$

である。システムノイズの共分散行列は,

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} q_v & 0 & 0 \\ 0 & q_b & 0 \\ 0 & 0 & q_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_{vx} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & q_{vy} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & q_{vz} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & q_b & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & q_d \end{pmatrix} \quad (41)$$

である。 q_v は 3×3 行列である。 \tilde{Q} は対称行列で,

$$\tilde{Q} = \begin{pmatrix} \tilde{Q}_{rr} & \tilde{Q}_{rv} & 0 & 0 \\ \tilde{Q}_{rv}^T & \tilde{Q}_{vv} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \tilde{Q}_{bb} & \tilde{Q}_{bd} \\ 0 & 0 & \tilde{Q}_{bd} & \tilde{Q}_{dd} \end{pmatrix} \quad (42)$$

とおくと, 各成分は次式で与えられる。

$$\tilde{Q}_{rr} = \frac{1}{3} q_v \Delta T^3$$

$$\tilde{Q}_{rv} = \frac{1}{2} q_v \Delta T^2$$

$$\tilde{Q}_{vv} = q_v \Delta T$$

$$\begin{aligned} \tilde{Q}_{bb} = & (q_b + q_d \tau_d^2) \Delta T - \frac{1}{2} q_d \tau_d^3 \left\{ 3 - 4 \exp\left(-\frac{\Delta T}{\tau_d}\right) \right. \\ & \left. + \exp\left(-\frac{2\Delta T}{\tau_d}\right) \right\} \end{aligned}$$

$$\tilde{Q}_{bd} = \frac{1}{2} q_d \tau_d^2 \left\{ 1 - 2 \exp\left(-\frac{\Delta T}{\tau_d}\right) + \exp\left(-\frac{2\Delta T}{\tau_d}\right) \right\}$$

$$\tilde{Q}_{dd} = \frac{1}{2} q_d \tau_d \left\{ 1 - \exp\left(-\frac{2\Delta T}{\tau_d}\right) \right\}$$

また, 観測感度行列は次式で与えられる。

$$\mathbf{H} = \begin{pmatrix} H(1) \\ H(2) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial PR'}{\partial \mathbf{r}^T} & \frac{\partial PR'}{\partial \mathbf{v}^T} & \frac{\partial PR'}{\partial b} & \frac{\partial PR'}{\partial d} \\ \frac{\partial DR'}{\partial \mathbf{r}^T} & \frac{\partial DR'}{\partial \mathbf{v}^T} & \frac{\partial DR'}{\partial b} & \frac{\partial DR'}{\partial d} \end{pmatrix} \quad (43)$$

$$\frac{\partial PR'}{\partial \mathbf{r}^T} = \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{SV}^*}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{SV}^*|}$$

$$\frac{\partial PR'}{\partial \mathbf{v}^T} = 0$$

$$\frac{\partial PR'}{\partial b} = 1$$

$$\frac{\partial PR'}{\partial d} = 0$$

$$\frac{\partial DR'}{\partial \mathbf{r}^T} = dT \frac{\dot{\mathbf{r}} - \dot{\mathbf{r}}_{SV}^*}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{SV}^*|} - dT \frac{(\mathbf{r} - \mathbf{r}_{SV}^*) \cdot (\dot{\mathbf{r}} - \dot{\mathbf{r}}_{SV}^*)}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{SV}^*|^3} (\mathbf{r} - \mathbf{r}_{SV}^*)$$

$$\frac{\partial DR'}{\partial \mathbf{v}^T} = dT \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{SV}^*}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{SV}^*|}$$

$$\frac{\partial DR'}{\partial b} = 0$$

$$\frac{\partial DR'}{\partial d} = dT$$

以上が, DGPS 航法フィルタのアルゴリズムである。GPS 航法の解を求めるには, 機上航法フィルタのみ使用し, フィルタの観測データとして PR'_m , DR'_m のかわり

に PR_m , DR_m をそのまま用いればよい。

実際に使用したフィルタパラメータ, 及び観測ノイズ, システムノイズの分散を表 1 にまとめる。擬似距離, デルタレンジの観測ノイズの分散は受信機に依存し, Navcore-1 固有の値である。その他は経験的に決定した。

4. 実験システム

本実験は1991年12月6日に仙台空港において実験用航空機 Do-228 を用いて行った^{11)~13)}。使用した GPS 航法装置は米国 Rockwell International 社製の, Collins Navcore-1 で, L1, C/A コード, 1 チャンネル受信機 2 台である。仙台空港内に地上局を設け, リファレンス側の受信機を装備した。Navcore-1 は機上用受信機のみ使用する GPS モード, 及び地上用受信機と機上用受信機をデータリンク(無線系)して使用する DGPS モードで使用できる。Navcore-1 の公称精度を表 2 に示す。これは SA 環境にない時の精度である。DGPS モードでの精度は, 基線長(二つの受信機の距離)が 100km 以下の場合であることに注意する。ここで SEP は誤差の 50% を含む球の半径と定義される。また, GDOP (Geometrical Dilution of Precision) は衛星の配置によって決まり, 配置が測定精度にどの程度影響を与えるかを示すファクタである。GDOP が小さいほど位置及びクロックバイアスの推定精度は良い。GDOP は DGPS によって改善されない。

表 1 各フィルタのフィルタパラメータ, 及び観測ノイズ, システムノイズの分散

Differential	Clock Bias Estimation Filter	τ_d	s	7200
		r_{PR}	m^2	225
		r_{DR}	m^2	0.01
		q_b	m^2/s	0
Correction	Pseudorange Correction Filter	q_d	m^2/s^3	0.01
		r	m^2	225
Filter	Deltarange Correction Filter	q	m^2/s^3	0.005
		r	m^2	0.01
		q	m^2/s^3	10^{-7}

Airborne Navigation Filter	τ_d	s	7200
	$r_{PR'}$	m^2	225
	$r_{DR'}$	m^2	0.01
	q_{vx}, q_{vy}, q_{vz}	m^2/s^3	1
	q_b	m^2/s	0
	q_d	m^2/s^3	0.01

表 2 Navcore-1 の公称精度

position error in stand-alone mode	25 m SEP*	4 SVs, GDOP* < 5
position error in differential mode	10 m SEP	4 SVs, GDOP < 5 baseline \leq 100 km
velocity error	0.5 m/s (1 σ) each axis	
time error	100 ns [†] of GPS time	
maximum velocity	100 m/s	
maximum acceleration	0.5 g (4.9m/s ²)	

* Spherical Error Probability

* Geometrical Dilution of Precision

[†] 1 ns = 10^{-9} s

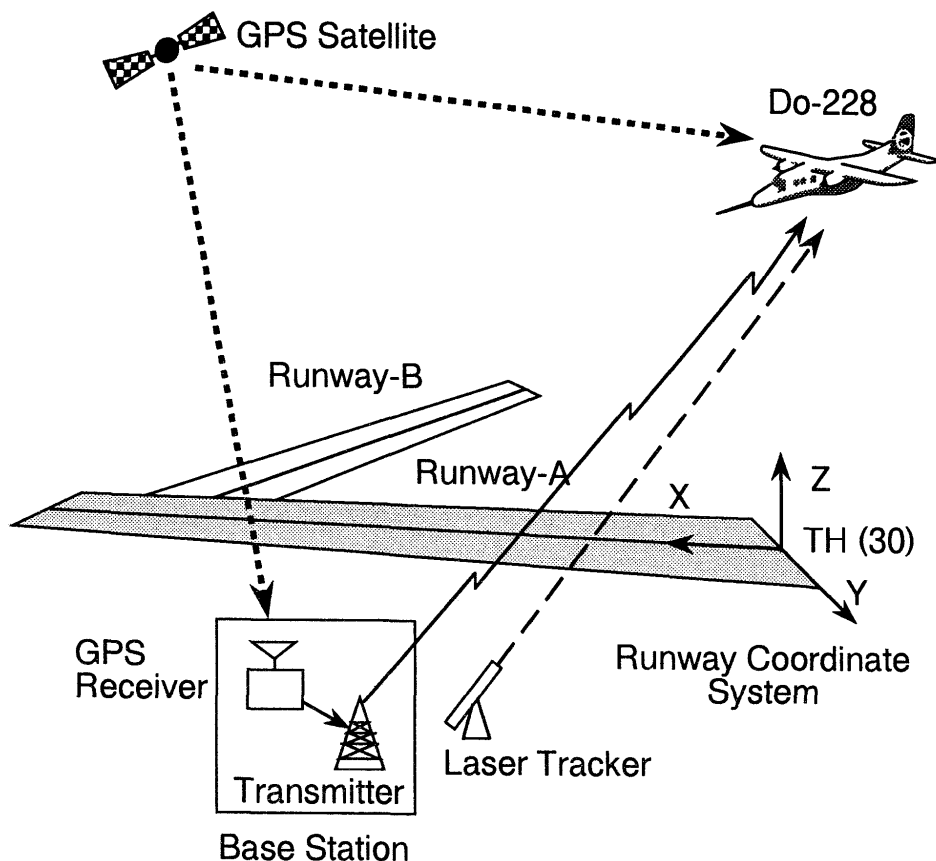


図 3 実験施設と滑走路座標系

GPS 及び DGPS 航法の精度評価の基準となる飛行軌跡を得るために、空港内にレーザートラッカを設置し航空機を追尾した。レーザートラッカは、航空機の機首下面に取り付けられた3つのプリズムに対する距離と仰角、方位角を計測する。測距及び測角の公称精度はそれぞれ0.3m、0.0056°である。測角精度を長さに変換すると、レーザートラッカからの距離が10kmの場合で約1mとなる。また、データレートは60Hzである。プリズムはそれぞれ前方、右方、左方を向いているが、航空機の姿勢と位置によってレーザートラッカの死角に入り追尾不可能な場合もある。地上用受信機のアンテナとレーザートラッカの光学基準点の相対位置は、GPS搬送波位相干渉測位によってあらかじめ数10cm以内の精度で測定されている¹⁴⁾。

図3に仙台空港の概略図及び実験用地上設備を示す。仙台空港には、AとBの二つの滑走路があるが、本実験ではA滑走路を用い、解析の都合上滑走路座標系 (Runway Coordinate System) を構築した。滑走路座標系はA滑走路の東側の端点 TH (Threshold) 30を原点とし、滑走路と平行にX軸をとり、X軸と直角、水平方向にY軸をとる。座標系が右手直交座標系になるようにZ軸をとるが、X軸が水平方向からずれているため鉛直方向とは約53°ずれている。GPS、DGPSの航法計算はWGS84系で行うが、航法精度評価の際にはRCS座標系(X, Y, Z)に変換する。レーザートラッカで計測した距離、仰角、方位角もRCS座標系に変換し、航法精度評価の基準とする。ここで方位角は、A滑走路と平行にTH30の方向を0°とし、上から見て時計

回りに測定した。

飛行パターンはターミナルエリアオペレーションとして、アプローチとオービットの2種を行った。アプローチは高度1500ft (457m) から、進入角3°で進入着陸する飛行パターンで、オービットは高度6000ft (1829m)、半径4nm (7.4km)で周回する飛行パターンである。図4に実験中の飛行経路を示す。ただしこれは、Navcore-1が出力したGPS航法結果である。実験中、捕捉している衛星が3つ以下になるとNavcore-1は航法解を出力しないので、その場合の経路は示されていない。図中にアプローチ、オービット飛行のうち解析に用いた部分を太線で示す。これらは、地上と機上で同一の4衛星を捕捉でき、かつレーザートラッカで航空機を追尾できた部分である。

5. 結果及び考察

Navcore-1の観測データを用い、航技研で開発したプログラムによって飛行後解析を行った。3節で述べたように、地上局での補正量の計算及び航空機の位置推定にはカルマンフィルタを用いた。

5.1 補正量の計算

ディファレンシャル・コレクション・フィルタで推定した擬似距離及びデルタレンジの補正量について述べる。図5.1に実験中のある時刻の、約9分間にわたる擬似距離の補正量の時間変化を示す。これは、PRN13によって地上受信機のクロックバイアスを推定した場合である。ここで衛

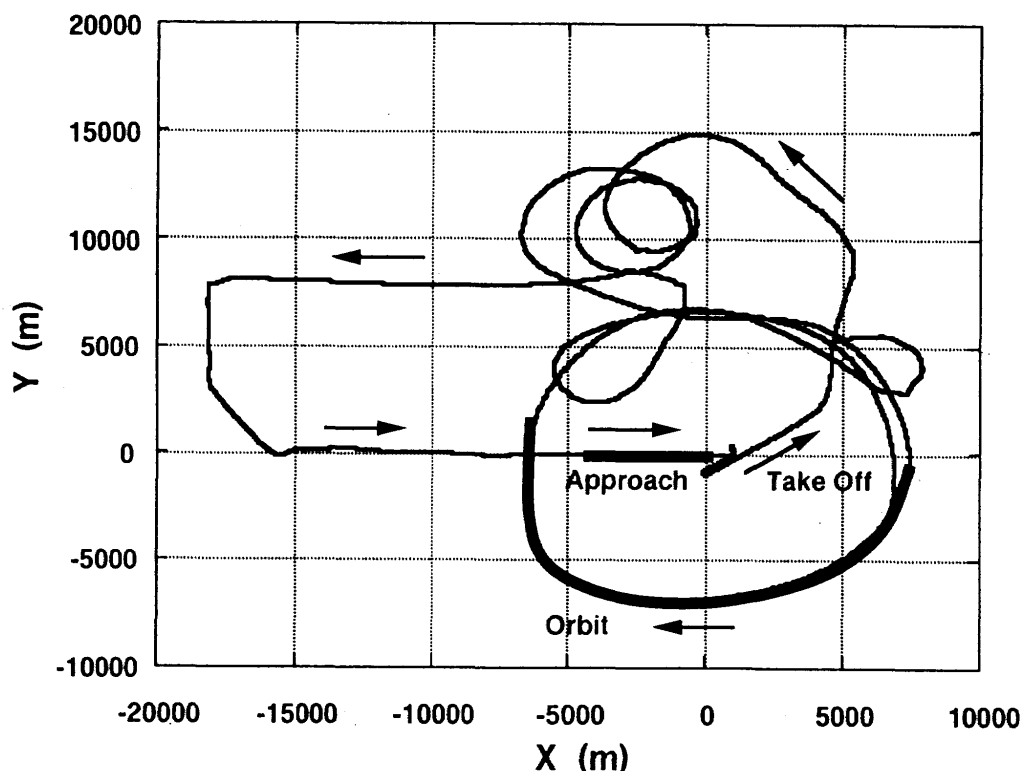


図4 飛行経路 (Navcore-1 による GPS 航法解)

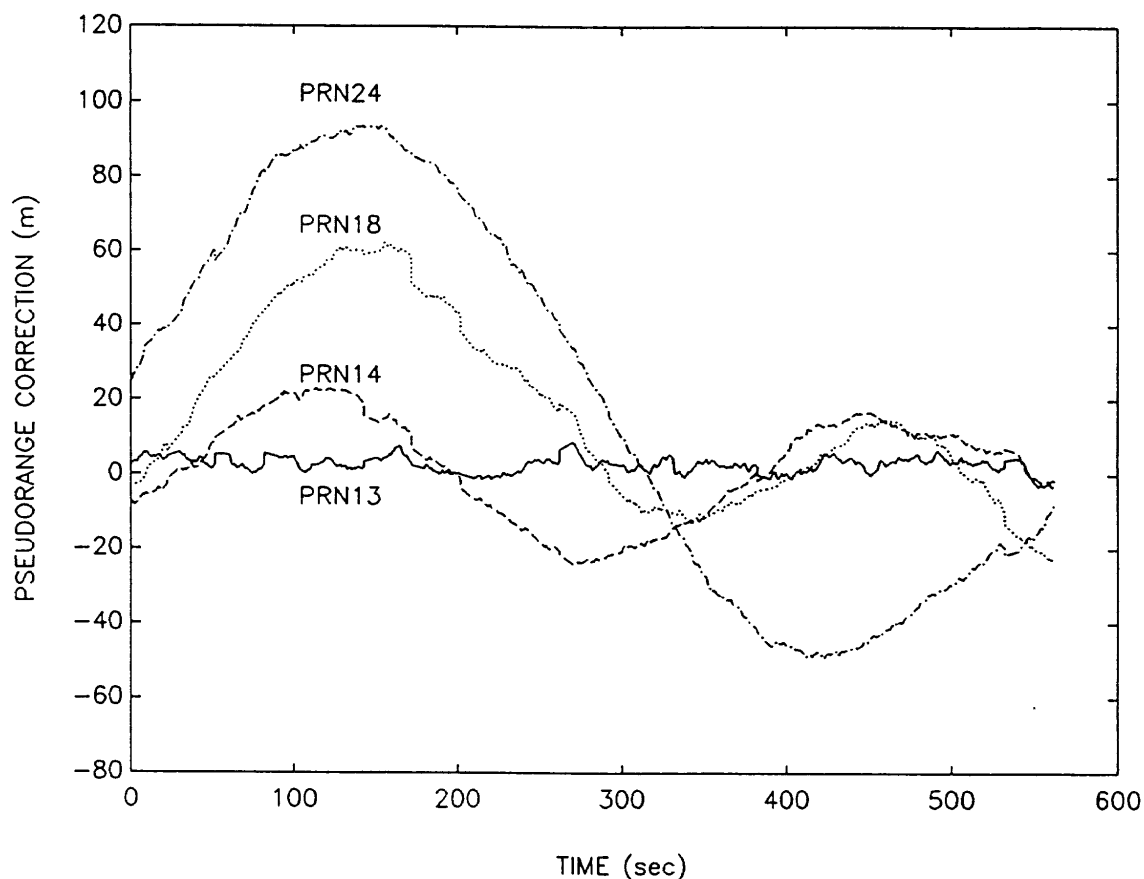


図 5.1 擬似距離補正量

星を区別するために、衛星に割り振られた擬似雑音 (Pseudo Random Noise) コード番号を用いる。PRN13の補正量が10m程度ではほとんど変化しないのに対して、他の衛星に対する補正量が最大100m程の振幅をもって大きく変化している。クロックバイアスを推定する時に用いた衛星に対する補正量は $d_{ion} + d_{trop} + d_{eph} - \delta_{sv}$ であるのに対しそれ以外の衛星に対する補正量はSA誤差を含んでいるためである。GPS衛星にはBlock I、II型の2種類あり、PRN13はBlock I型衛星でSA誤差を含んでいないため、この衛星を使ってクロックバイアスを推定した場合、他の衛星に対する補正量は $d_{ion} + d_{trop} + d_{eph} - \delta_{sv} + d_{SA}$ となり、そのほとんどはSA誤差である。PRN14, 18, 24はBlock II型衛星でSA誤差を含んでいる。これらの衛星に対する補正量は長いタイムスケールで大きく変化し、それらが人為的なSAによるものであることを示唆している。

図5.2は図5.1と同じ時刻におけるデルタレンジの補正量のグラフである。10式より、デルタレンジの補正量は擬似距離補正量の dT (0.1sec) の間の変化量である。PRN13の擬似距離補正量がほとんど一定であるので、 d_{ion} , d_{trop} , d_{eph} , δ_{sv} の変化量は微小である。すなわち、デルタレンジの補正量はほとんどがSA誤差の変化量を表している。

アプローチ中の補正量を図5.3, 5.4に、オービット中の補正量を図5.5, 5.6に示す。図5.3, 5.4にみられるス

テップ状の変化は観測データの欠落によるものである。Navcore-1のような1チャンネル受信機の場合、航法メッセージを受信している時、あるいは衛星の組合せを変更する時にデータの欠落が生じる。その間フィルタは、仮定したダイナミクスに従って時間更新を行うだけであるので推定精度は悪化する。

5.2 位置及び速度精度の評価

レーザートラッカのデータから計算した航空機の位置、速度を基準にしてGPS及びDGPS航法の位置、速度の精度評価を行った。ただし、プリズムとGPSアンテナの位置は一致していないため、航空機の姿勢によっては最大約4.2mの位置誤差が生じる。INSから出力される航空機の姿勢角を用いれば、この誤差は補正可能であるが本解析では行っていない。

最初にアプローチでの測位誤差、すなわちレーザートラッカで記録した航空機の軌跡からのずれを示す。この時のGDOPは3である。図6.1はGPS航法の結果である。Z方向の誤差がX, Y方向に比べて大きい。また時間とともに誤差が増大しており、これは図5.3よりSAの大きさの変化に対応している。次に図6.2に、DGPS航法の結果を示す。明らかに精度が良くなっている。GPS航法では高度方向の誤差が特に大きかったがDGPS航法では、顕著には見られない。また、時

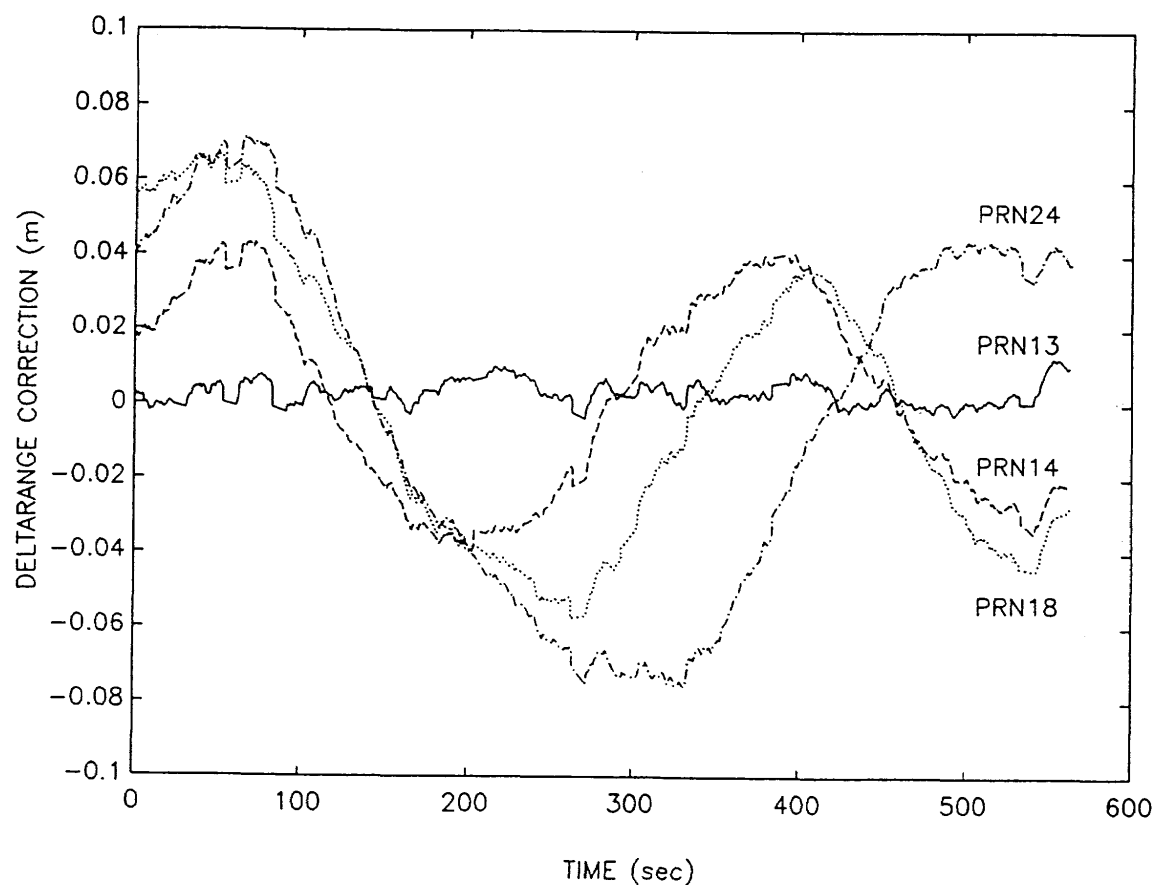


図 5.2 デルタレンジ補正量

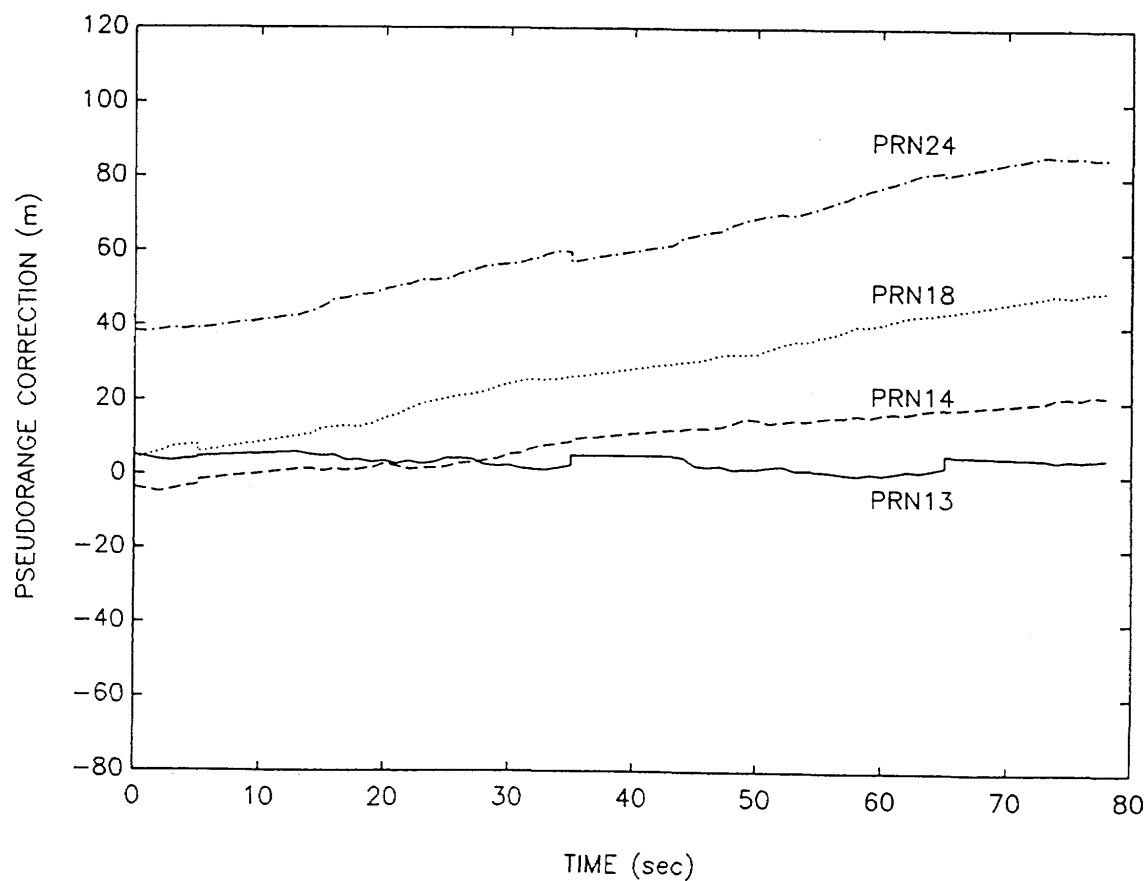


図 5.3 擬似距離補正量 (アプローチ)

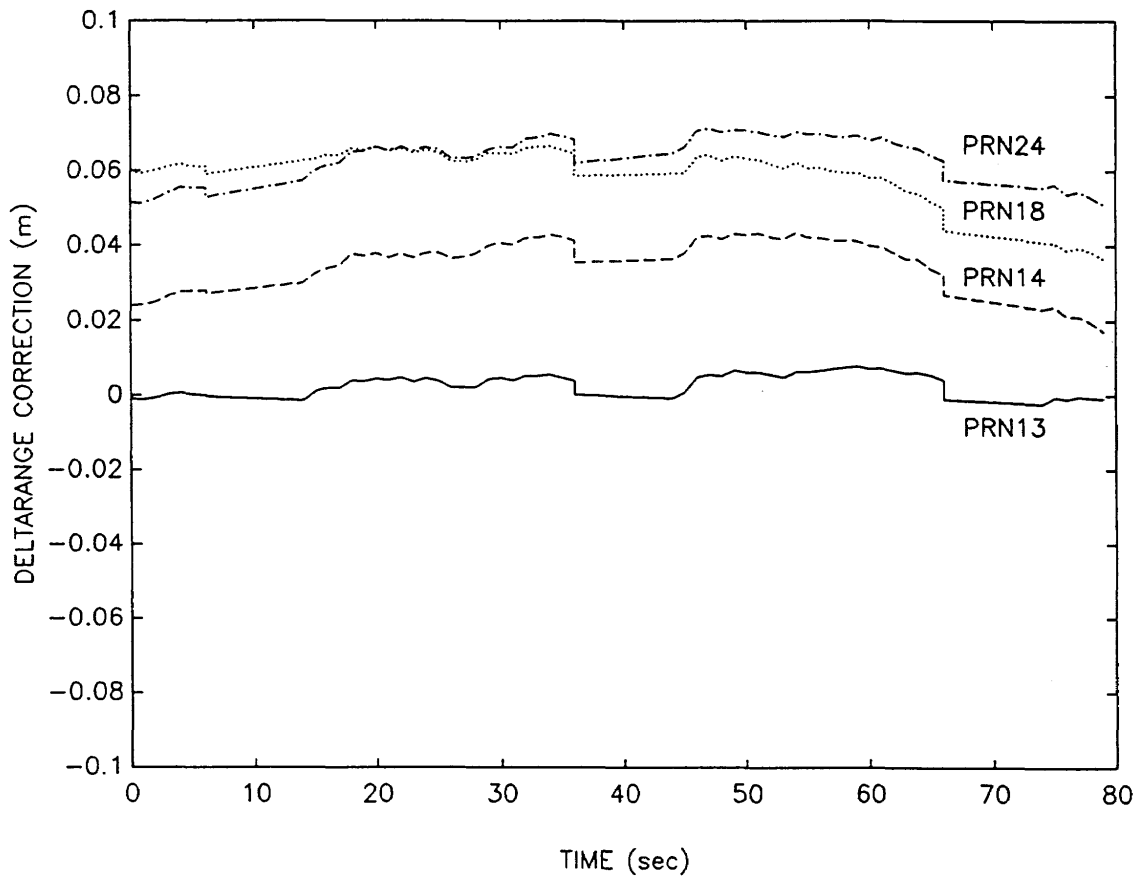


図 5.4 デルタレンジ補正量(アプローチ)

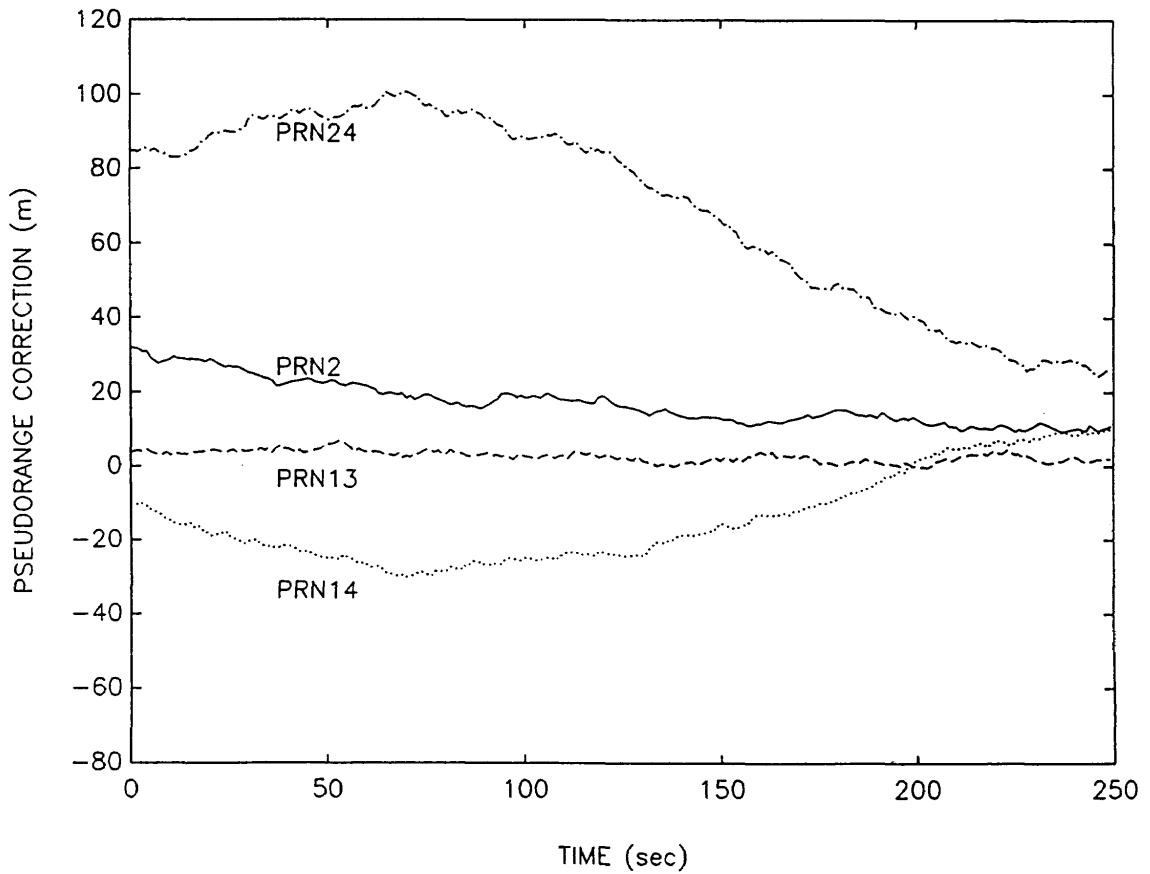


図 5.5 擬似距離補正量(オービット)

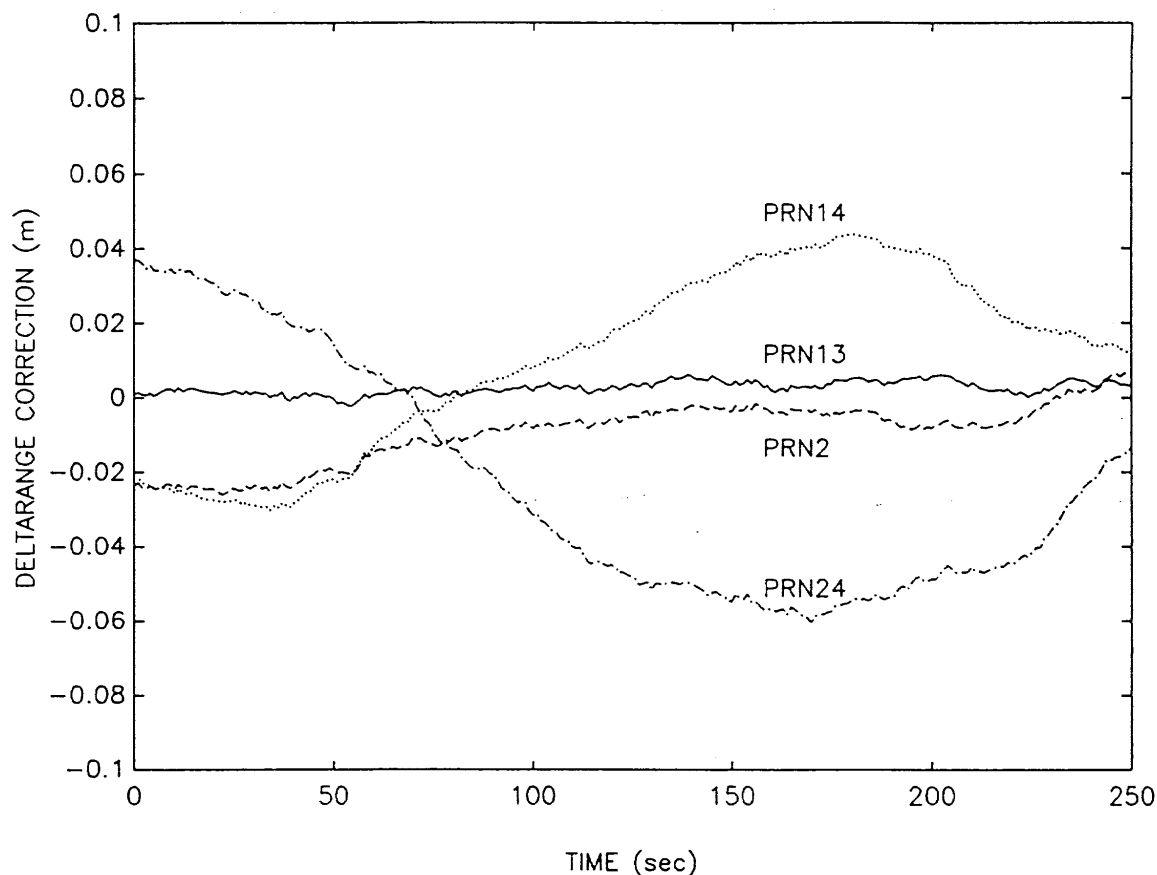


図 5.6 デルタレンジ補正量 (オービット)

間とともに増加する傾向もなく、SA による測位誤差が取り除かれている。表 3 に位置の平均誤差、標準偏差、平均二乗誤差をまとめる。X、Y 及び Z は RCS 座標系での各成分を示す。また 3D の欄は、推定した位置ベクトルを X 、基準の位置ベクトルを X_0 とした場合の $|X - X_0|$ の統計量を示す。GPS 航法の場合、Navcore-1 の公称精度に比べて非常に悪いがこれは SA のためである。DGPS 航法によって位置 (3D) の平均誤差は約 90m から約 18m に改善された。また X、Y 方向の平均誤差は約 1/3、Z 方向は約 1/7 になった。

次にオービットの航法結果を示す。GDOP は 4 である。図 7.1、7.2 はそれぞれ GPS 航法、DGPS 航法での位置誤差である。また位置誤差の統計量を表 4 にまとめる。アプローチの場合に比べると若干精度が悪いが、これは GDOP が大きいことと、アプローチに比べ加速度が大きいためである。DGPS 航法によって、位置の平均誤差は約 100m から約 30m に改善され、X、Y 方向の平均誤差は約 1/2、Z 方向は約 1/5 になった。

次に、速度精度の評価結果について述べる。図 8.1、8.2 に、アプローチにおける GPS 航法及び DGPS 航法の速度誤差の変化を示す。表 5 はその統計量である。X 方向では DGPS の方が若干悪くなっているが、3D では良くなっている。航法における精度は通常 3 次元で議論するので、こ

表 3 アプローチにおける位置の平均誤差、標準偏差及び平均 2 乗誤差

(unit : m)								
	GPS				DGPS			
	3D	X	Y	Z	3D	X	Y	Z
mean	89.8	-9.6	-34.4	83.3	17.5	-2.1	11.0	13.0
s.d.	25.1	4.6	12.7	20.7	6.9	2.2	2.8	11.0
rms	93.8	10.7	36.8	86.3	18.9	3.1	11.4	17.0

表 4 オービットにおける位置の平均誤差、標準偏差及び平均 2 乗誤差

(unit : m)								
	GPS				DGPS			
	3D	X	Y	Z	3D	X	Y	Z
mean	101.1	-35.8	13.6	91.8	31.3	14.6	5.6	17.1
s.d.	39.8	28.9	4.3	33.5	12.0	11.2	5.3	14.6
rms	108.9	46.0	14.3	97.9	33.6	18.4	7.7	22.5

表 5 アプローチにおける速度の平均誤差、標準偏差及び平均 2 乗誤差

(unit : m/s)								
	GPS				DGPS			
	3D	X	Y	Z	3D	X	Y	Z
mean	1.82	-0.71	-0.77	1.14	1.18	-0.90	-0.22	-0.04
s.d.	0.94	1.20	0.55	0.32	1.12	1.18	0.55	0.35
rms	2.06	1.40	0.95	1.19	1.63	1.49	0.59	0.35

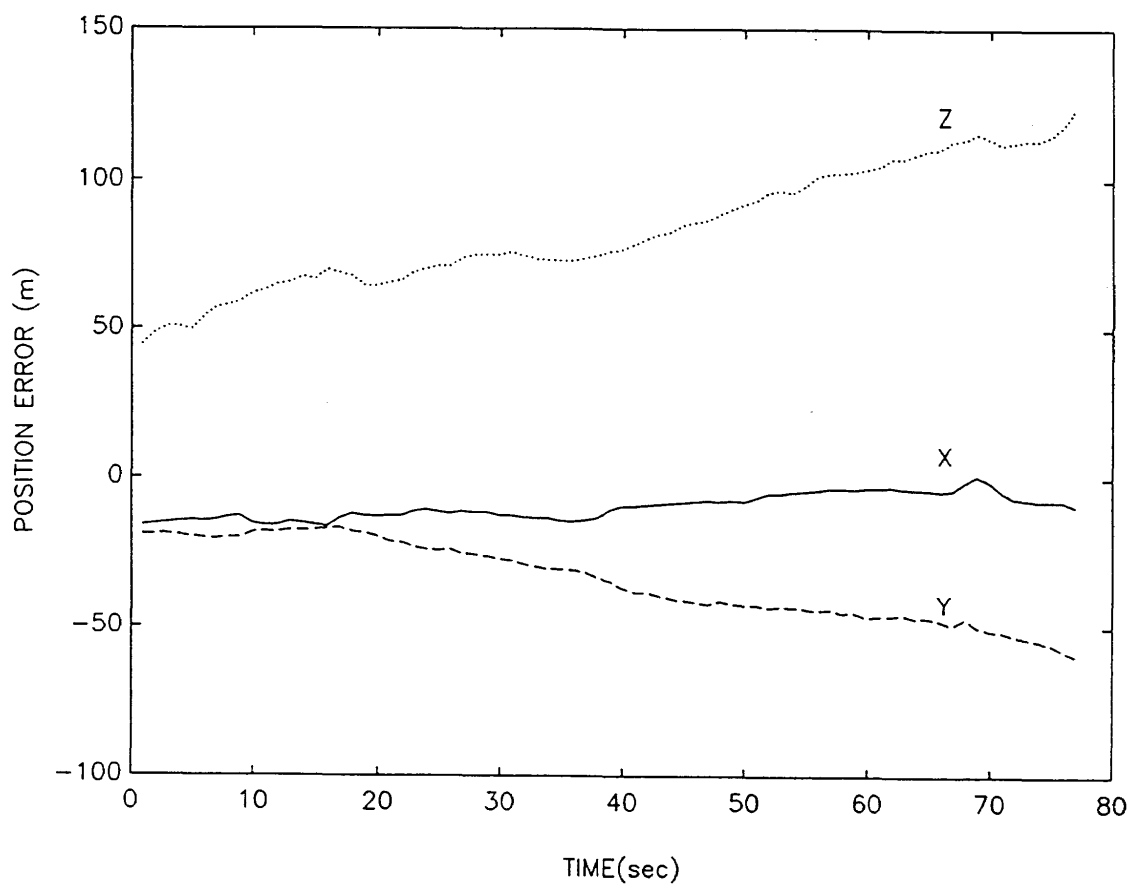


図 6.1 GPS 航法の位置誤差 (アプローチ)

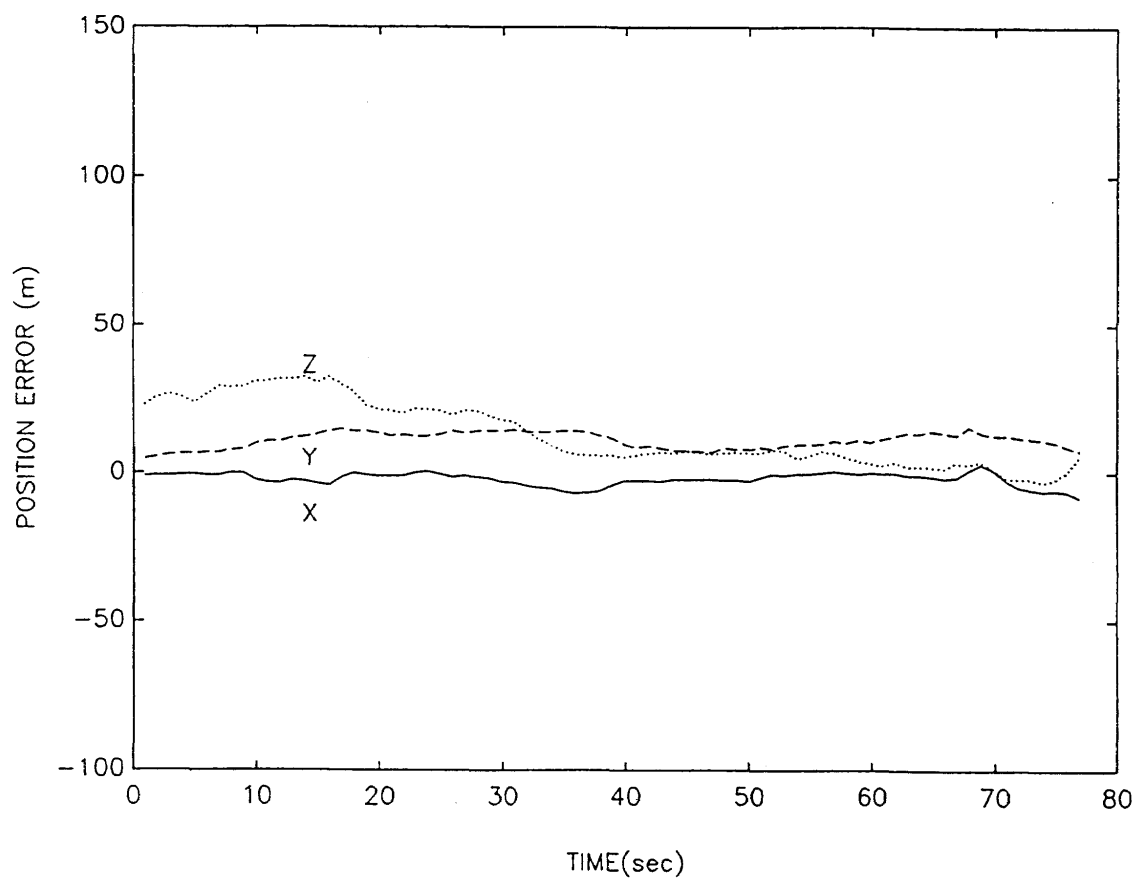


図 6.2 DGPS 航法の位置誤差 (アプローチ)

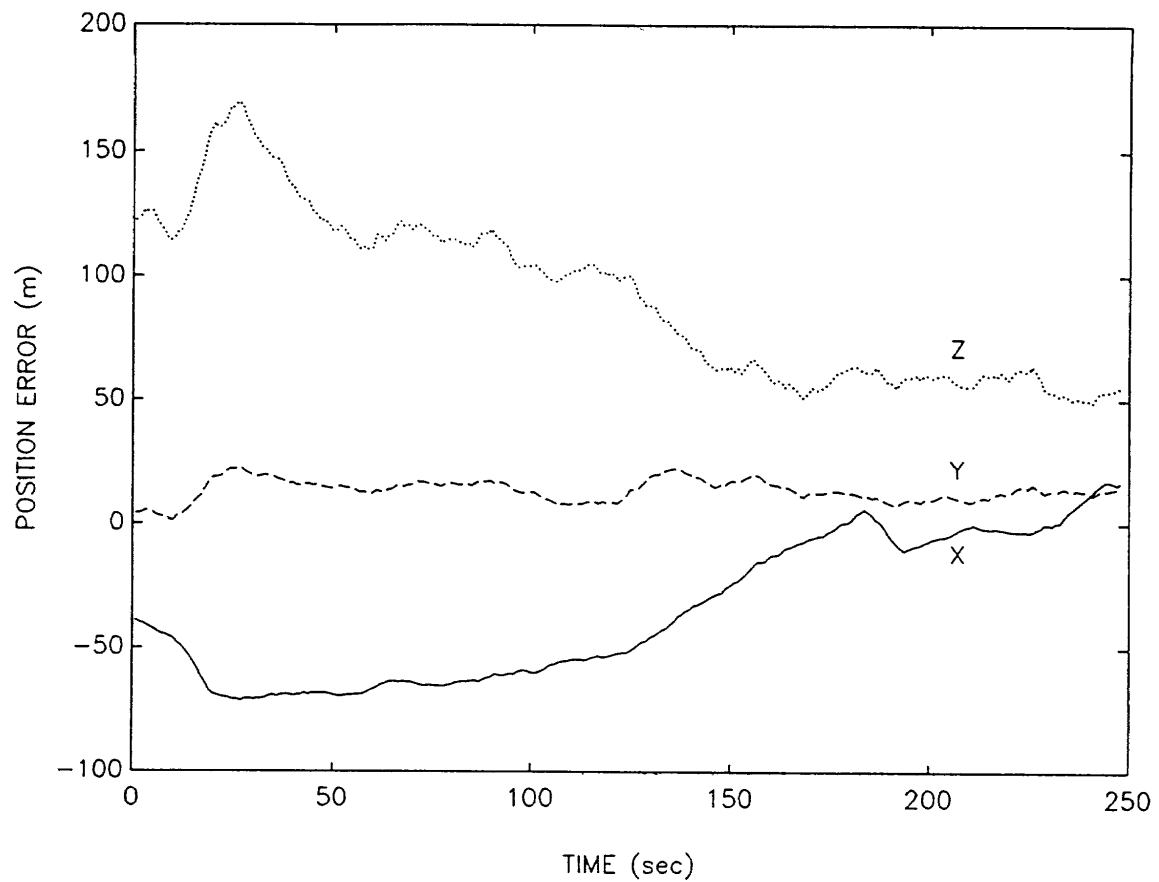


図 7.1 GPS 航法の位置誤差 (オービット)

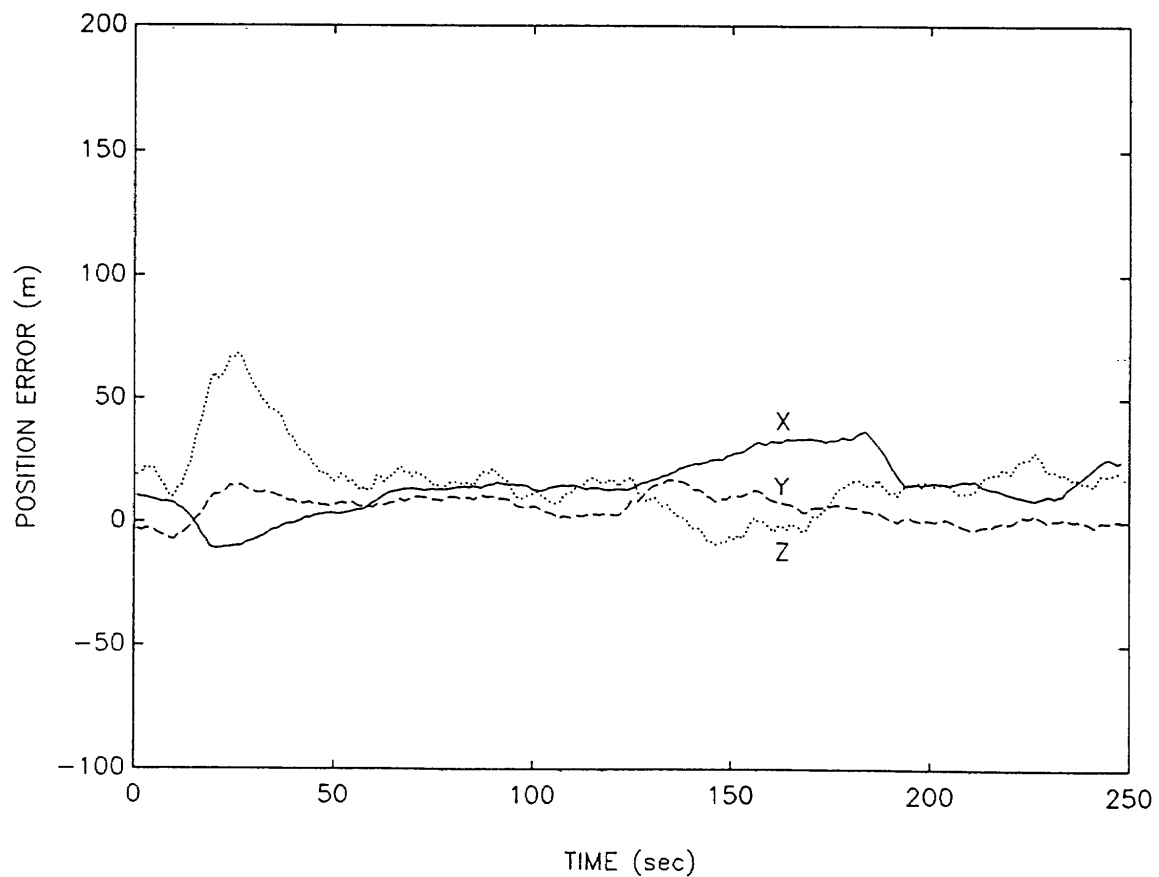


図 7.2 DGPS 航法の位置誤差 (オービット)

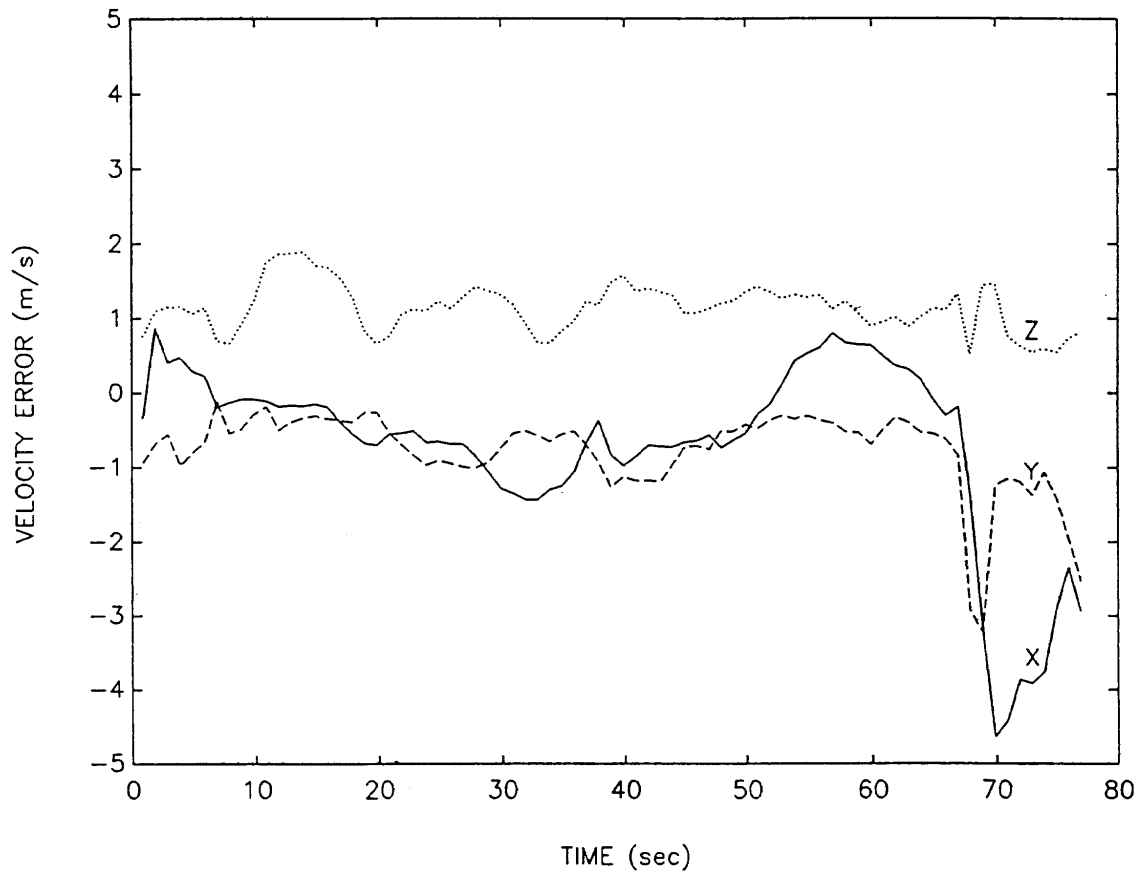


図 8.1 GPS 航法の速度誤差 (アプローチ)

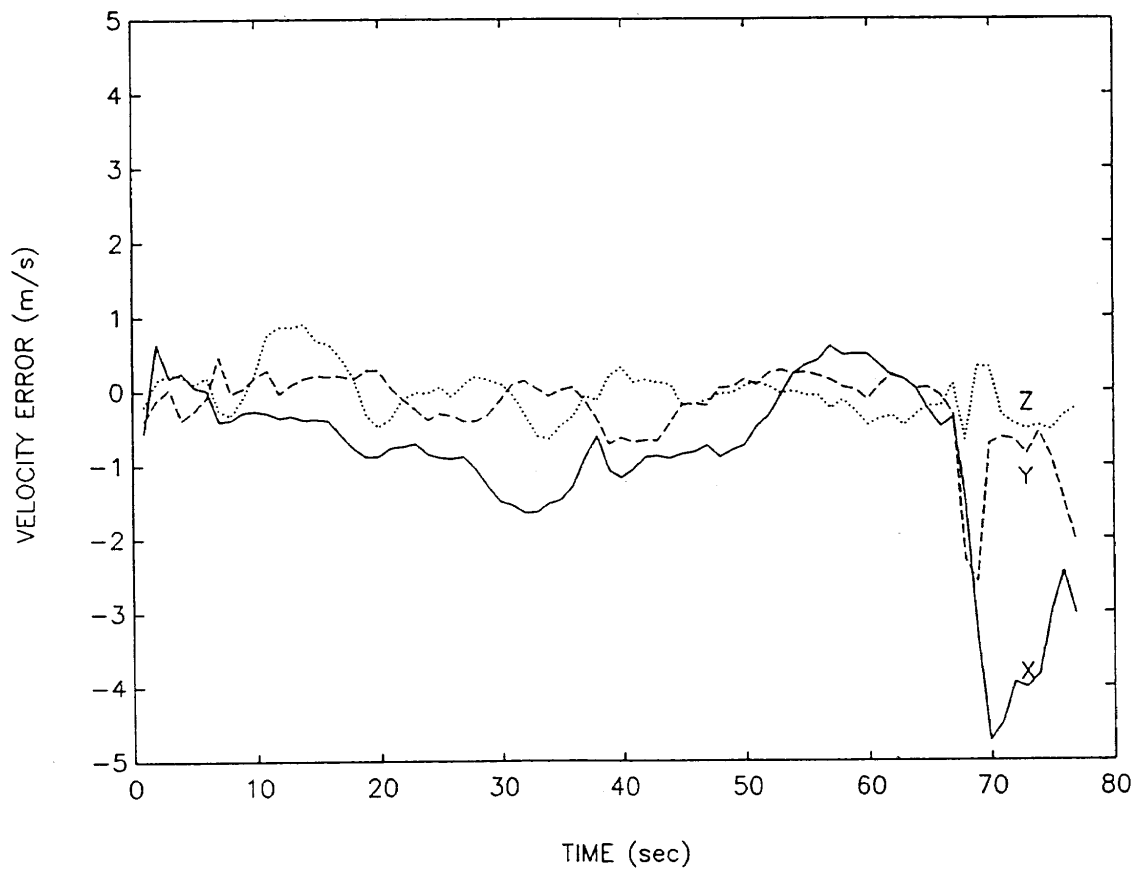


図 8.2 DGPS 航法の速度誤差 (アプローチ)

の場合精度は向上したといつてよい。また、図9.1, 9.2, 表6はオービット飛行の場合である。これらの結果を見ると、位置精度の場合に見られたような大幅な改善は認められない。速度の補正にはデルタレンジの補正が効くが、その大きさが小さいことを考えるとこれは当然の結果である。デルタレンジの補正量は dT (0.1sec) の間の擬似距離誤差の変化量であるから、擬似距離誤差が dT の間に大きく変化しない限り DGPS 航法の効果は小さい。

ここで、アプローチとオービットの速度誤差を比べる。アプローチの場合、速度誤差はほとんど変化せずその大きさも小さいのに対し、オービットの場合、大きく変化し誤差の値も大きい。その原因は、両方の飛行パターンの速度と加速度を比べれば明らかである。レーザートラックのデータより計算した、アプローチにおける速度、加速度の変化を図10.1, 10.2に示す。図11.1, 11.2は、オービットの場合である。ここで V_x , V_y 及び V_z は速度の RCS 座標系での X, Y 及び Z 成分を表し、 A_x , A_y , A_z は加速度の各成分を表す。アプローチに比べ、オービットの方が、速度、加速度の大きさ及びその変化が大きい。特に、速度誤差の図(図8.1, 8.2, 9.1, 9.2)と加速度変化の図(図10.2, 11.2)に注目すると、両方のグラフが非常によく対応している。すなわち、航空機の加速度の大きさが、そのまま速度誤差に反映している。オービットの場合、加速度が大きいため速度誤差が大きくなり、その結果位置誤差が増大している。

図の第2式に示されるように、適用した航法フィルタでは航空機の運動モデルとして等速直線運動を仮定しているため、加速度の大きい飛行には対応できない。この場合、航法フィルタの変数に加速度を追加することが考えられる。また、DGPS 航法システムと他の航法センサを組み合わせ、新たな航法システムを構成する(複合化)ことによって改善できる。例えば、IMU (Inertial Measurement Unit) から得られる航空機の加速度を図の第2式の右辺に加える、などの方法が考えられる^{4), 15)}。

5.3 デルタレンジ補正の効果について

上記の解析ではデルタレンジの補正をおこなっているが、一方ではその効果は小さいという報告もある⁹⁾。そこで、デルタレンジの補正をせずに位置、速度評価を行い、デルタレンジ補正の効果について検討する。図12.1, 12.2はアプローチにおいてデルタレンジの補正を行わない場合の位置誤差、速度誤差を示している。また、表7にこの時の位置、速度精度をまとめた。表3と比べると X, Y 方向では若干位置精度が良くなっているが、Z 方向の位置誤差が約2倍になり全体として測位精度は悪化している。また表5と比べると速度誤差も増大している。以上より、アプローチの場合デルタレンジの補正の効果はあったといえる。

表6 オービットにおける速度の平均誤差、標準偏差及び平均2乗誤差

(unit : m/s)								
	GPS				DGPS			
	3D	X	Y	Z	3D	X	Y	Z
mean	4.78	1.24	2.61	-1.01	4.41	1.09	2.56	-0.72
s.d.	2.76	3.98	2.18	0.82	2.66	3.60	2.22	0.73
rms	5.53	4.17	3.40	1.30	5.16	3.76	3.40	1.03

表7 DGPS 航法においてデルタレンジの補正を行わない場合の位置及び速度誤差(アプローチ)

	Position Error (m)				Velocity Error (m/s)			
	3D	X	Y	Z	3D	X	Y	Z
mean	27.3	0.4	4.4	26.9	1.56	-0.77	-0.64	0.79
s.d.	9.4	2.2	3.0	9.1	0.99	1.21	0.54	0.32
rms	29.0	2.2	5.4	28.6	1.86	1.44	0.83	0.86

表8 DGPS 航法においてデルタレンジの補正を行わない場合の位置及び速度誤差(オービット)

	Position Error (m)				Velocity Error (m/s)			
	3D	X	Y	Z	3D	X	Y	Z
mean	30.5	16.2	6.5	14.3	4.75	1.25	2.63	-0.92
s.d.	13.1	16.3	4.9	17.7	2.76	3.95	2.20	0.79
rms	33.3	23.0	8.1	22.8	5.50	4.14	3.43	1.21

次にオービットの場合の位置、速度精度を表8に示す。これらを表4, 表6と比べると、位置、速度精度共にほとんど変わらない。すなわち、オービットの場合、デルタレンジの補正の効果はみられない。したがって、航空機の速度、加速度、衛星配置の違いによってデルタレンジの効果には差異があるといえる。

5.4 補正量の送信レートについて

Navcore-1 は1チャンネル受信機で、衛星を逐次切替えて観測し、4衛星の電波を受信するのに1秒かかる。つまり、同じ衛星を1秒に1回観測する。これは地上局の受信機も機上の受信機も同じである。ところが、地上局から4衛星分の補正量を航空機に送信するのに要する時間は5秒である。すなわち、補正量の実際の送信レートは観測レートの1/5になっている。補正量の時間変化が小さければ、これは全く問題ない。そこで、補正量の送信レートの違いによって、どれだけ測位精度が変化するか計算した。ただし、飛行後解析なので、この場合の送信レートとは使用した補正量の更新頻度を意味する。これまでの解析では、補正量は各衛星につき1秒に1回、つまり観測と同じ割合で送信されると仮定していたが、それを10秒に1回として測位計算した結果を表9, 10に示す。表3~6と比べると、アプローチ、オービット共に測位精度はほとんど変わらない。

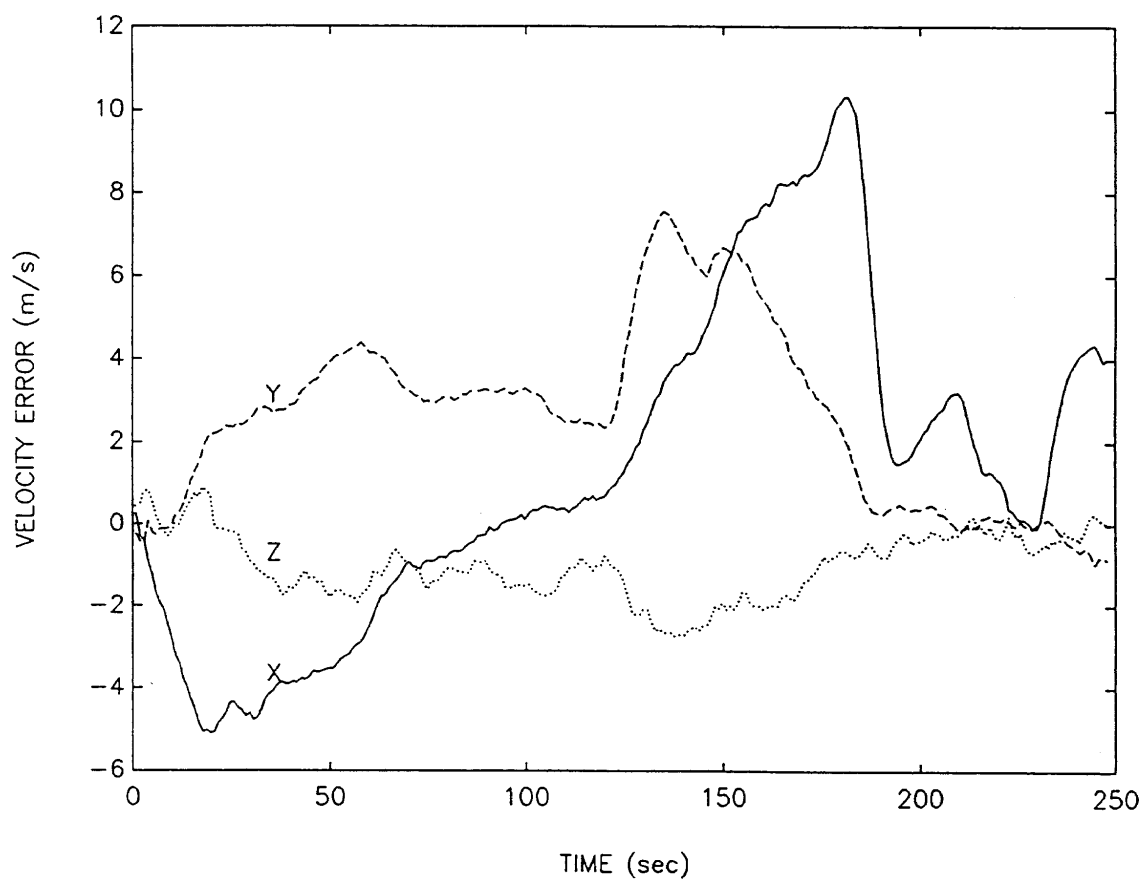


図9.1 GPS 航法 の速度誤差 (オービット)

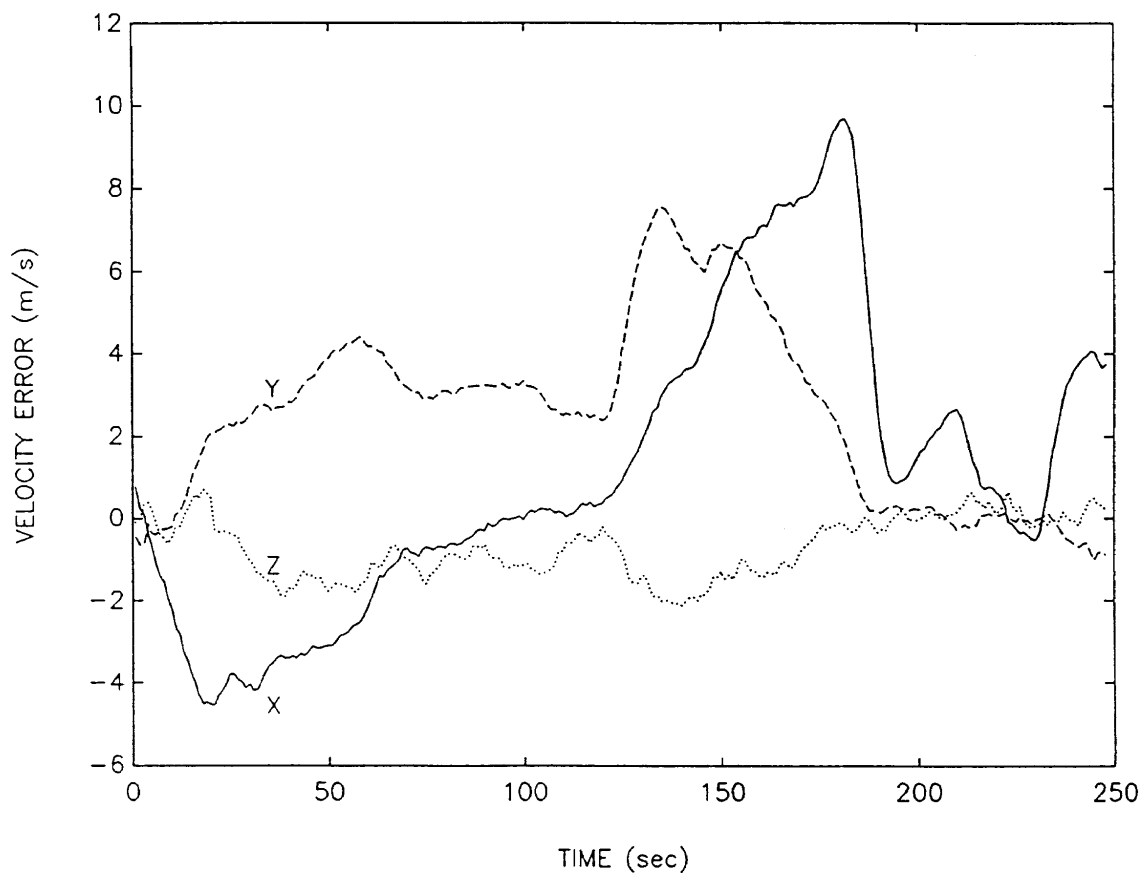


図9.2 DGPS 航法 の速度誤差 (オービット)

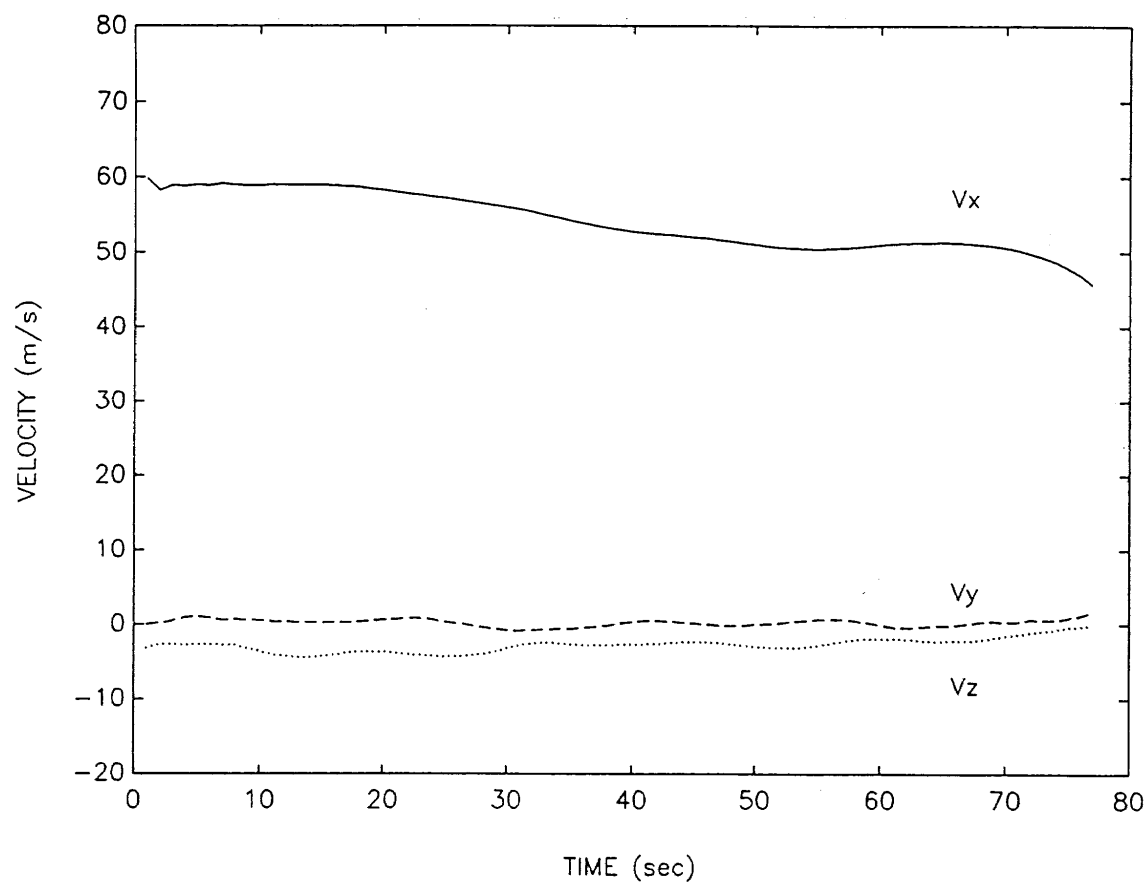


図10.1 航空機の世界度(アプルーチ)

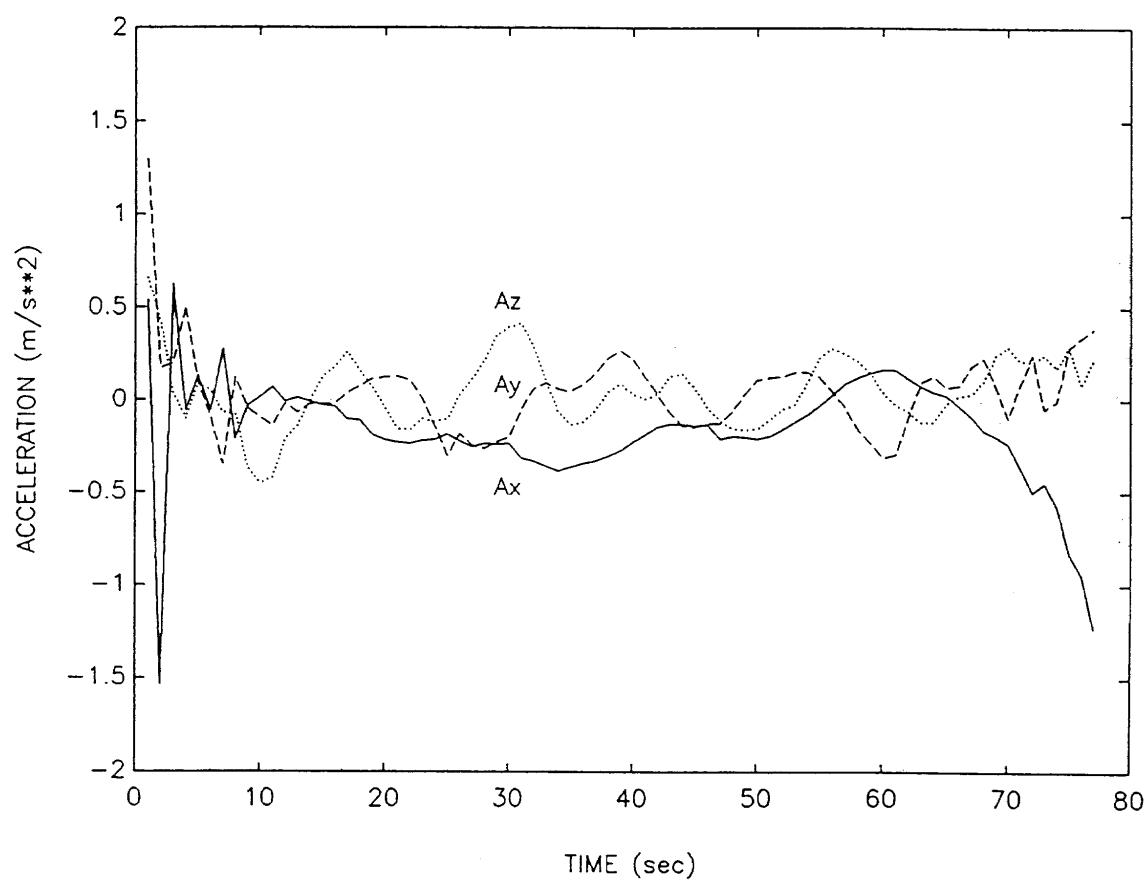


図10.2 航空機の加速度(アプルーチ)

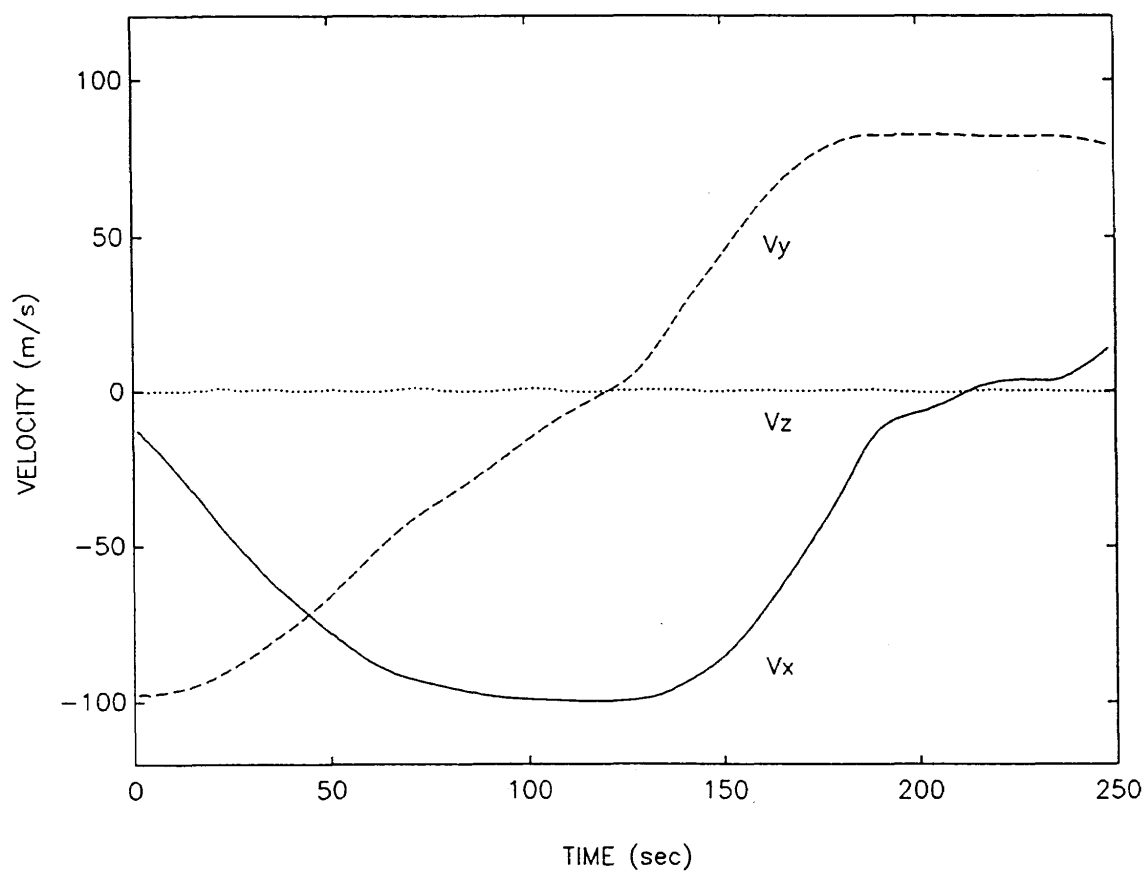


図11.1 航空機の世界速度 (オービット)

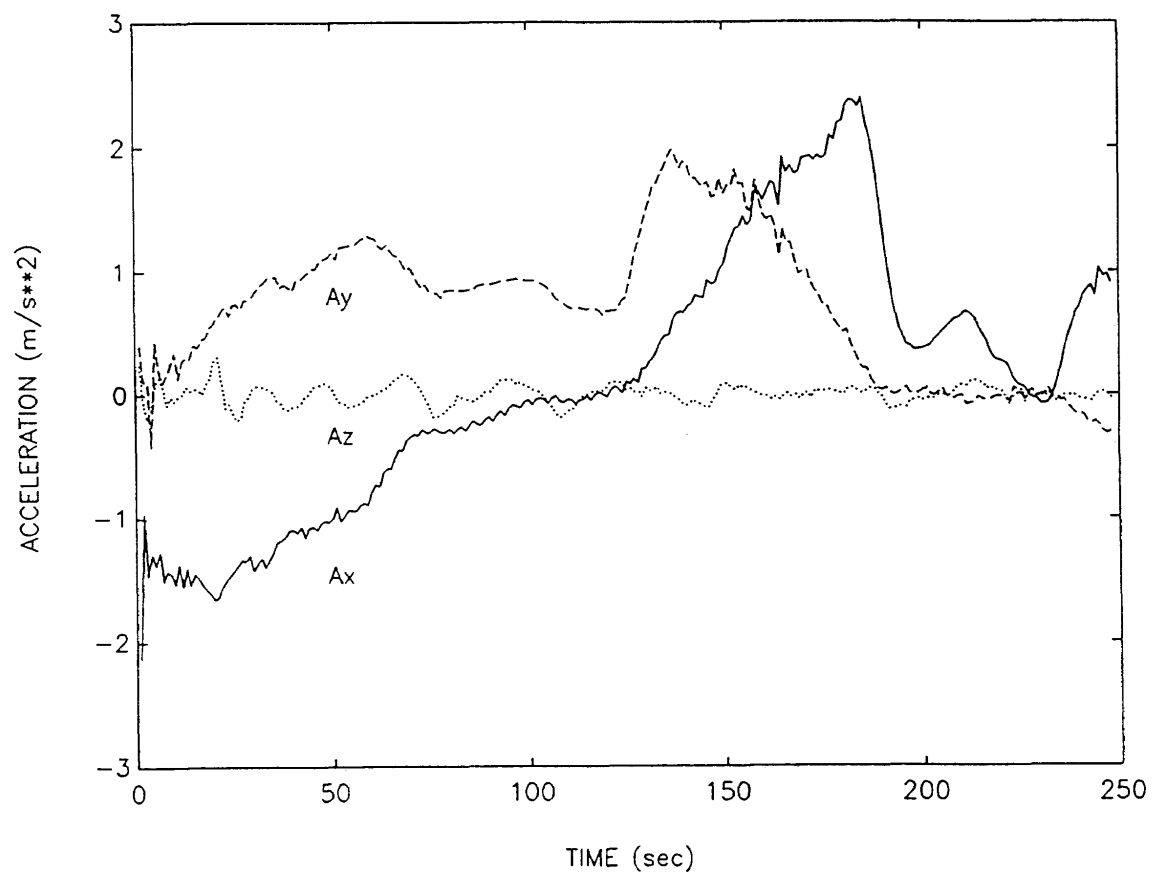


図11.2 航空機の加速度 (オービット)

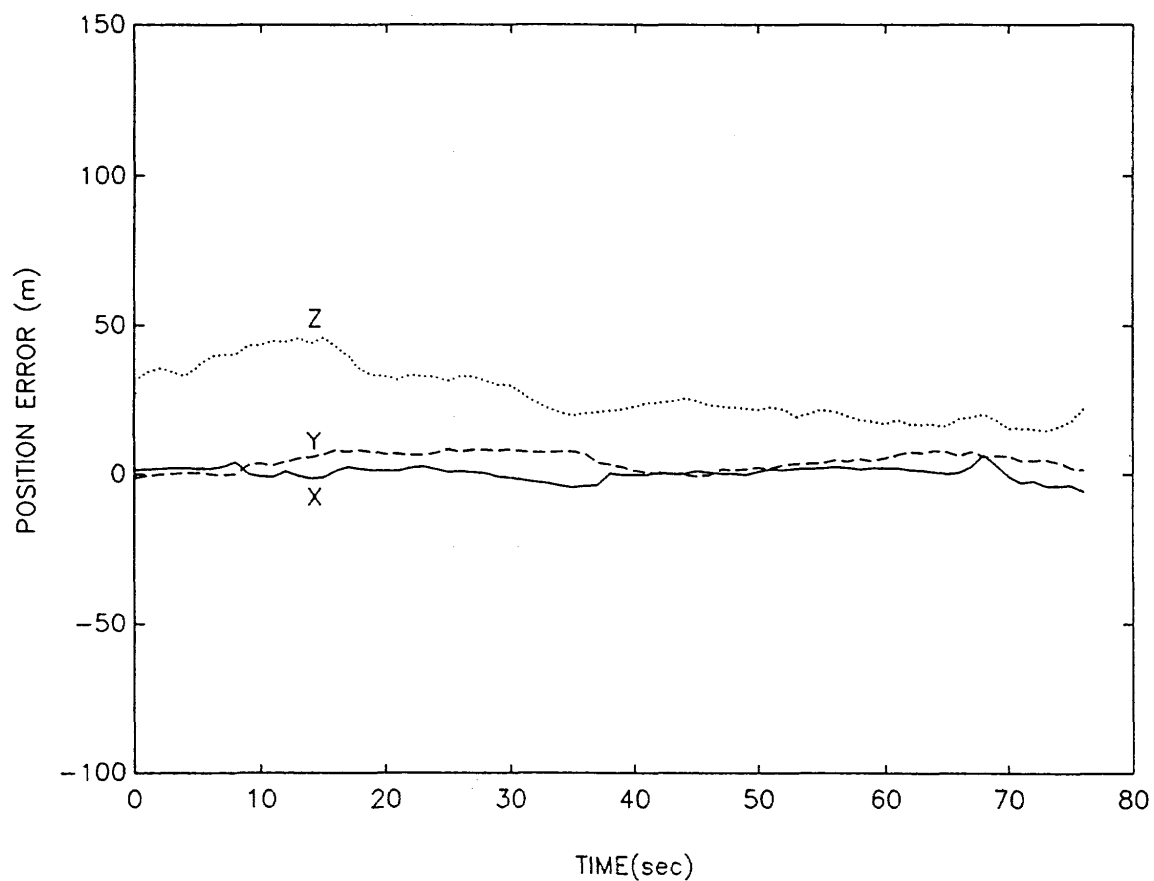


図12.1 アプローチにおける DGPS 航法の位置誤差 (デルタレンジ未補正)

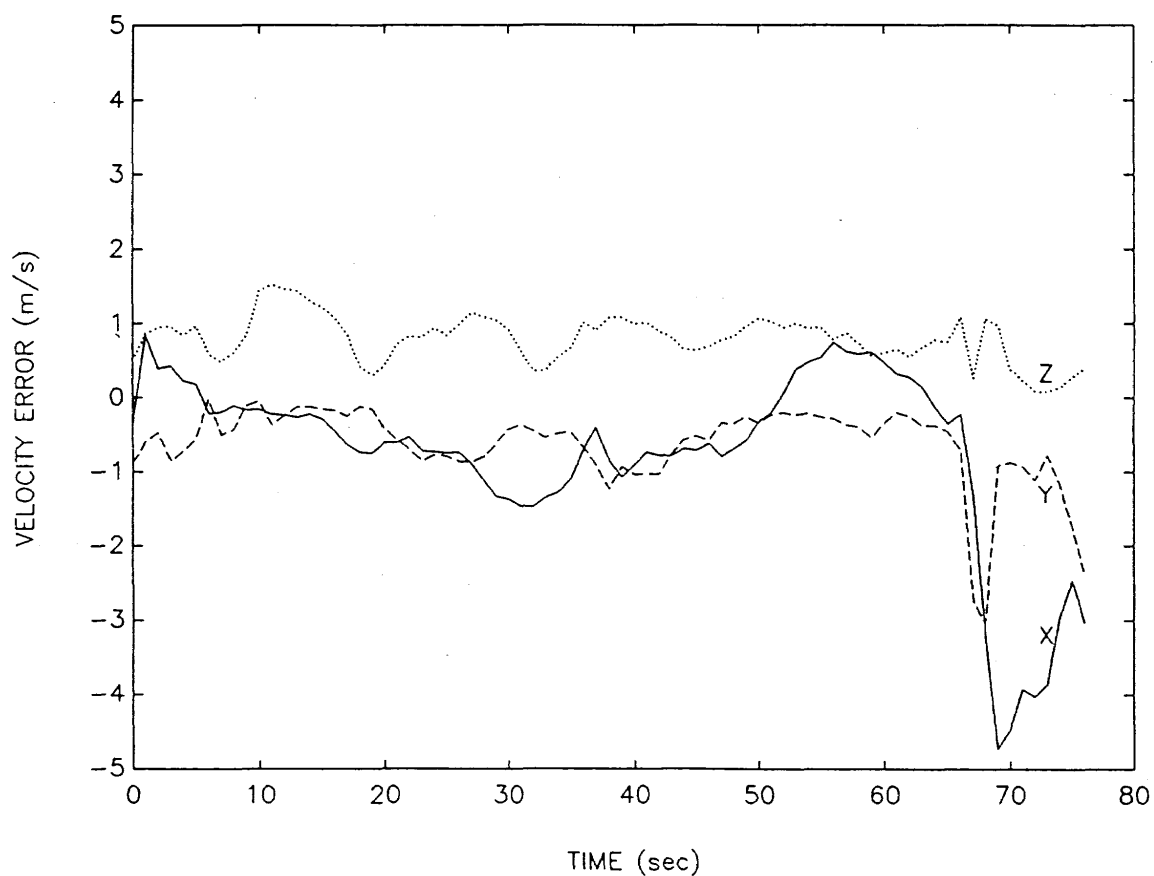


図12.2 アプローチにおける DGPS 航法の速度誤差 (デルタレンジ未補正)

い。航空機には擬似距離、デルタレンジの補正量と共にそれらの変化率も送信しており、データの無い間は直前のデータから外挿しているが、この結果はその直線近似が十分であることを示している。図5を見ても明らかのように、補正量の変化はゆるやかで10秒程度では直線近似で十分である。

6. 結 論

仙台空港においてGPS受信機Navcore-1を用いてディファレンシャルGPS航法の飛行実験を行った。航技研の開発した航法フィルタを用いて飛行後解析を行い、DGPS航法及び補正量の使用方法、適用した航法フィルタについて以下の結論を得た。なお、実施した飛行パターンはターミナルエリアオペレーションとして、アプローチ及びオービットの2種で、それぞれ1ケースのデータを解析した。また精度評価の基準として、レーザートラッカで追尾して得た飛行軌跡を用いた。

1. GPS航法に比べて、DGPS航法では航法精度が大幅に向上する。測位の平均誤差は、アプローチで約90mから約18mに、オービットで約100mから約30mに改善された。水平、垂直方向に分解すると、平均誤差はアプローチでは水平方向で約1/3、垂直方向で約1/7に、オービットでは水平方向で約1/2、垂直方向で約1/5になった。GPS航法では、垂直方向の精度が一般に悪いが、DGPS航法では水平方向の精度に近い精度が得られた。
2. 今回の飛行実験はSA環境下で行われたため、SAのもとでのDGPSの有効性が顕著に現れた。
3. アプローチの場合、デルタレンジの補正量を使用した方が、使用しない場合に比べて測位精度は改善される。しかし、オービットの場合両者の差はほとんどない。これは航空機の数、加速度、衛星配置の違いによるものと考えられるが、明確な結論を得るにはもっと多くのフライトケースについて解析する必要がある。
4. 地上局での補正量の送信レートは、1衛星につき10秒に1回程度で十分である。
5. 解析に適用した航法フィルタは、航空機の運動モデルとして等速直線運動を仮定しているため、航空機の加速度が大きい場合には航法精度は劣化する。

航技研では、平成2年より平成4年までに6回の飛行実験を行い、多くのデータを蓄積している。今後それらのデータ解析を行い、DGPS航法システムの性能、特性に関して信頼性及び再現性を高める必要がある。

終りに、GPSデータ解析の際に株式会社東芝の張替正敏氏、富田博史氏より、レーザートラッカデータ処理の際に飛行実験部の宮沢与和室長より貴重なアドバイスを頂いたことを記し、感謝の意を表する。

表9 DGPS航法において補正量を1衛星につき10秒に1回用いた場合の位置及び速度誤差（アプローチ）

	Position Error (m)				Velocity Error (m/s)			
	3D	X	Y	Z	3D	X	Y	Z
mean	17.8	-2.0	10.9	12.4	1.18	-0.88	-0.26	0.05
s.d.	7.6	2.3	3.2	9.3	1.11	1.19	0.55	0.32
rms	19.5	3.0	11.4	15.6	1.63	1.49	0.61	0.32

表10 DGPS航法において補正量を1衛星につき10秒に1回用いた場合の位置及び速度誤差（オービット）

	Position Error (m)				Velocity Error (m/s)			
	3D	X	Y	Z	3D	X	Y	Z
mean	28.7	14.3	5.9	17.9	4.45	1.09	2.57	-0.71
s.d.	11.4	11.5	5.2	15.4	2.66	3.65	2.20	0.74
rms	31.0	18.4	7.9	23.7	5.19	3.81	3.39	1.02

参 考 文 献

- 1) 村田正秋；GPSの新しい応用，計測と制御，Vol.30, No.10 (1991) pp.898-904
- 2) R. Braff & R. Loh；Analysis of Stand-alone Differential GPS for Precision Approach, J. Navigation Vol.45, No.2 (1992) pp.217-228
- 3) B. D. McNally, D. N. Warner, Jr., D. M. Hegarty & T. A. Schultz；Flight Evaluation of Precision Code Differential GPS for Terminal Area Positioning, presented at the Institute of Navigation Satellite Division's 4th International Technical Meeting (ION GPS-91), September-9-13, 1991
- 4) S. Snyder, B. Schipper, L. Vallot, N. Parker & C. Spitzer；Differential GPS/Inertial Navigation Approach/Landing Flight Test Results, IEEE AES MAGAZINE, May 1992 pp.3-11
- 5) 村田正秋，張替正敏；GPSにおけるセレクトティブ・アベイラビリティ（選択利用性）の観測と評価解析，航技研報告 TR-1105 (1991)
- 6) 藤本真克；GPSによる時刻同期，計測自動制御学会誌「計測と制御」，Vol.27, No.7 (1988) pp.47-52
- 7) A. J. Van Dierendonck, S. S. Russel, E. R. Kopitzke & M. Birnbaum；The GPS Navigation Message, Global Positioning System, Papers published in NAVIGATION, Vol. I (1986) pp.55-73
- 8) R. N. Turner, F. van Graas, A. J. Van Dierendonck & Q. D. Hua；Architecture and Performance of a Real Time Differential GPS Ground Station, ION 42th Annual Meeting (1986) pp.61-69
- 9) F. G. Edwards, D. M. Hegarty, R. N. Turner, F. van Graas & S. Sharma；Validating the Airbone

and Ground Based Components of a Differential GPS System, National Technical Meeting of the Institute of Navigation, Jan 1988, pp.46-56

- 10) E. G. Blackwell ; Overview of Differential GPS Method, Global Positioning System, Papers published in NAVIGATION, Vol. III (1986) pp.89-100
- 11) 小野孝次, 坂井紀穂, 宮沢与和, 村田正秋, 多田章, 藤井謙司, 鎌田幸男, 照井祐之, 中村勝, 内田忠夫, 松島弘一, 長谷川英雄, 峯野仁志 ; ドルニエ機による MLS 等航法系飛行実験について (その 1) 第29回飛行機シンポジウム講演集 (1991) pp.520-523
- 12) 石川和敏, 穂積弘毅, 稲垣敏治, 新宮博公, 福島莊之助, 池内正之, 張替正敏, 富田博史 ; ドルニエ機による MLS 等航法系飛行実験について (その 3) 第29回飛行機シンポジウム講演集 (1991) pp.528-531
- 13) 航法系飛行実験実行委員会 ; MLS 等航法系飛行実験—平成2年度の実験概要—, 航技研報告 TR-1175 (1992)
- 14) M. Murata, T. Tsujii, K. Matsushima, T. Ono, Y. Miyazawa, K. Ishikawa, T. Uchida, H. Hasegawa, S. Fukushima, H. Yokoyama, H. Tajima, H. Mineno, M. Ikeuchi, M. Harigae & H. Tomita ; A GPS Surveying Method Applied to Approach/Landing Navigation Flight Experiments, J. Geod. Soc. Japan, Vol.38, No.2 (1992) pp.137-149
- 15) H. Singu, K. Matsushima, T. Tsujii, T. Ono, K. Ishikawa, T. Inagaki, H. Yokoyama, H. Tomita & T. Miyano ; Flight Evaluation of DGPS and DGPS-INS Navigation System, Proceedings of the 18th International Symp. on Space Technology and Science (1992) pp.1115-1123

付録 補正量の定義, 及びクロックバイアスの計算方法について

本解析では, ディファレンシャル補正量を2節で述べたように定義して航法解を求めたが, 補正量としては他にもいろいろ考えられる。例えば, クロックバイアスを推定せずに擬似距離から衛星と受信機の距離を引いた量を補正量とすることも可能である。簡単のために, リファレンス側での擬似距離観測量を次のように書く。

$$PR_{ref} = \rho_{ref}^* + b_{ref} + d_c + d_{uc}$$

ここで, d_c はモデル等によって計算可能な誤差の総和, d_{uc} は計算できない誤差の総和である。ここで擬似距離補正量を次のように定義する。ただし, 以下では簡単のため観測ノイズを無視する。

$$\begin{aligned}\Delta PR &= PR - \rho_{ref}^* \\ &= b_{ref} + d_c + d_{uc}\end{aligned}$$

この補正量を用いて利用者側で擬似距離の補正を行うと,

$$\begin{aligned}PR' &= PR - \Delta PR \\ &= \rho^* + b - b_{ref}\end{aligned}$$

が得られる。上式が4衛星について得られるが, $b - b_{ref}$ は共通に含まれるため, これを利用者受信機のクロックバイアスとみなして航法解を推定できる。航法ユーザーは受信機の時刻合わせをする必要がないので, クロックバイアスそのものを求める必要はない。したがって, 利用者側でクロックバイアスに含めて計算できる量であれば, どのような量でも補正量に加えて問題ない。この方法は, リファレンス側でクロックバイアスを推定する必要がなく, 簡便な方法であるが, Navcore-1 ではクロックバイアスが非常に大きく ($O(10^7)$), その結果 ΔPR が大きくなり, 航空機側で擬似距離データの補正を行った時に桁落ちのおそれがある。これを防ぐために, リファレンス側でクロックバイアスを推定して, それを引いた量を補正量としている。

さて, リファレンス側で i 番目の衛星のデータを使ってクロックバイアスを推定したとして, それを b^i とする。

$$\begin{aligned}b^i &= PR_{ref}^i - \rho_{ref}^{*i} - d_c \\ &= b_{ref} + d_{uc}^i\end{aligned}$$

この時, 補正量は i 番目の衛星に対しては,

$$\begin{aligned}\Delta PR^i &= PR^i - \rho_{ref}^{*i} - b^i \\ &= d_c^i\end{aligned}$$

となるが, j ($j \neq i$) 番目の衛星に対しては,

$$\begin{aligned}\Delta PR^j &= PR^j - \rho_{ref}^{*j} - b^i \\ &= d_c^j + d_{uc}^j - d_{uc}^i\end{aligned}$$

となり, d_{uc}^i が含まれる。ところが, これらを用いて補正をおこなうと,

$$\begin{aligned}PR^{i'} &= \rho_{ref}^{*i} + b + d_{uc}^i \\ PR^{j'} &= \rho_{ref}^{*j} + b + d_{uc}^i\end{aligned}$$

が得られるので、 $b + d_{uc}^i$ をクロックバイアスとみなして推定できる。したがって、リファレンス側では任意の衛星を使ってクロックバイアスを推定することが可能である。図1Aは、PRN13を使ってクロックバイアスを推定した結果である (b^{13})。横軸の時間は図5.1、5.2と対応している。PRN13のデータにはSA誤差は含まれない。すなわち b_{uc}^{13} が小さいので、真のクロックバイアス b_{ref} に近い。このままでは推定したクロックバイアス b^{13} の詳細な挙動が不明

確なので、 b^{13} を直線で近似し \bar{b}^{13} とおき ($\bar{b}^{13} = b^{13}(0) + \dot{b}^{13}(0) \cdot t$)、それを b^{13} から引いた値を \tilde{b}^{13} とおく ($\tilde{b}^{13} = b^{13} - \bar{b}^{13}$)。 \tilde{b}^{13} を、図2Aに示す。同時に、SA誤差を含んでいるPRN24のデータを使って推定したクロックバイアスも表示している ($\tilde{b}^{24} = b^{24} - \bar{b}^{13}$)。図5.1と比べてみると、PRN24を使って推定した場合、SA誤差の量だけ増加している。

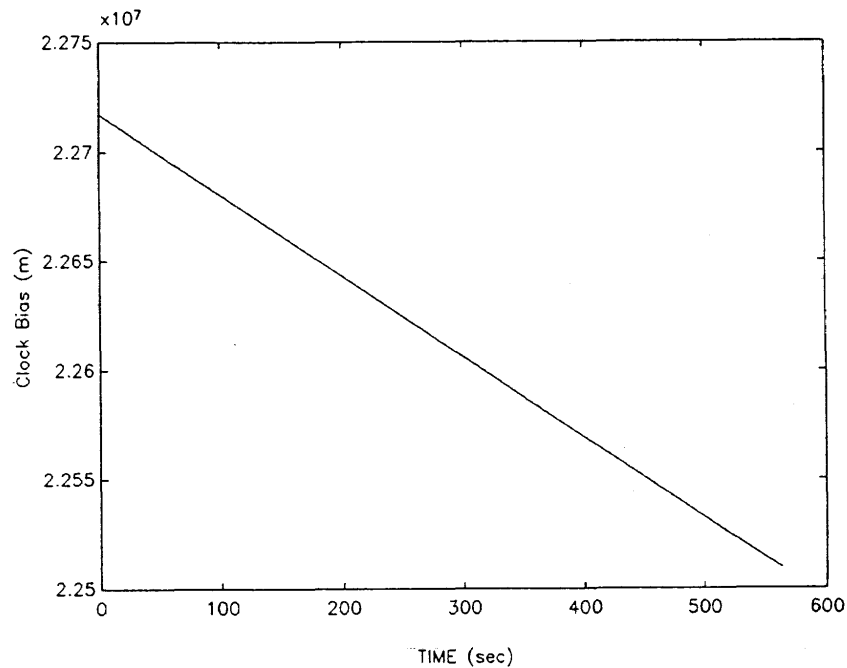


図1A PRN13を用いて推定したクロックバイアス

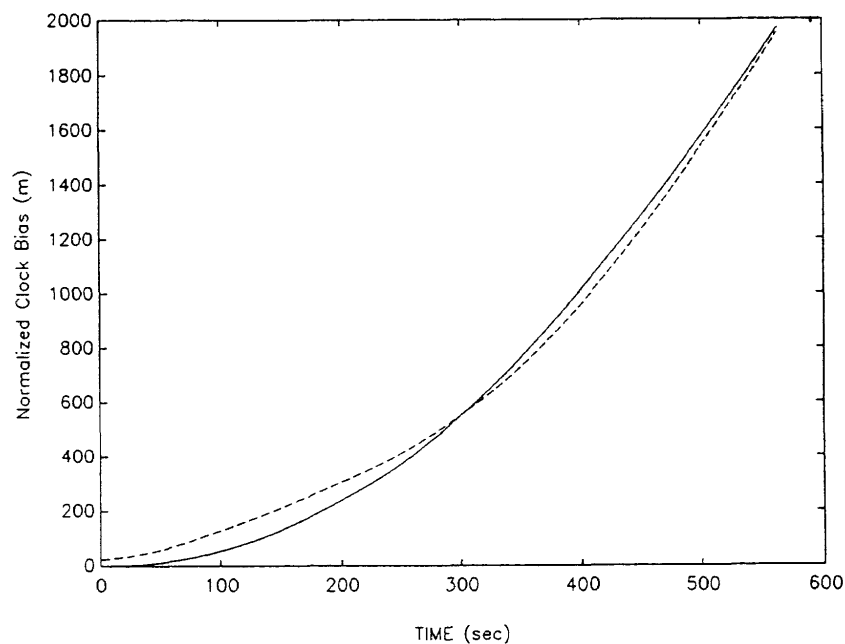


図2A クロックバイアスの挙動
(— PRN13によって推定 (b^{13}),
---- PRN24によって推定 (b^{24}))

航空宇宙技術研究所報告1210号

平成5年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18

Printed in Japan