飛行実験による DGPS 航法の精度評価

辻 井 利 昭*・村 田 正 秋*・小 野 孝 次*・石 川 和 敏*

Flight Evaluation of Differential GPS

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

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

In a post-flight analysis, navigation solutions were estimated by a DGPS navigation filter developed at NAL. This filter consists of a ground reference differential correction filter (DCF) and an airborne navigation filter (ANF). Differential corrections to the pseudorange and deltarange observations were calculated and filtered by the DCF. Measurement data obtained by the airborne receiver were differentially corrected and processed by ANF to yield the position and velocity of the aircraft. The aircraft was tracked by a laser tracker, with subsequent data being used to provide a reference profile of the airplane.

This paper describes the DGPS navigation system, the algorithms of the DGPS navigation filter, and the results of the post-flight analysis. DGPS mean vertical error showed a factor of 6 improvement over that of GPS, while lateral error showed a factor of 3 improvement. Since GPS was under SA (Selective Availability) during the flight experiments, effectiveness of DGPS was demonstrated.

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

1. はじめに

GPS は米国防総省 (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 12 月末現在, 26 個の衛星が使用可能で, まもなく初期運用段階に入るようである。

自動車, 船舶用の GPS 航法装置はすでに実用化されており, 航空機用の新しい航法システムとしての利用も検討されている¹⁾。C/A コード受信機による単独航法の精度は 100~150 m で, ターミナルエリアを除く空域で使用する場合には十分な精度であるが, 飛行場での進入

着陸に用いるには不十分である。ところが, 機上とは別に地上にもう一つ受信機を設置すれば, 同じ衛星を観測することにより二つの受信機に共通の誤差を消去することができるため, 大幅に精度を向上させることができる。これをディファレンシャル GPS (DGPS) と呼び, 一般機の進入着陸はもとより HOPE など宇宙往還機に対する将来型の着陸航法システムとして, その研究開発が国際的にきわめて精力的に行われている^{2),3)}。

本稿では, 日本で初めて実施された DGPS 飛行実験について述べ, 実データによって DGPS の有用性を実証する。これにより, 次世代着陸航法システムの中核をなす DGPS の航法アルゴリズムを確立できた。

2. DGPS システム

GPS 衛星は, L1 (1575.42 MHz) と L2 (1227.60

* 航空宇宙技術研究所 調布市深大寺東町 7-44-1

* National Aerospace Laboratory, Chofu
(Received January 25, 1994)
(Revised April 22, 1994)

MHz)の二つの搬送波を送信し、搬送波はC/AコードおよびPコードと呼ばれる擬似ランダム雑音、および衛星の軌道情報を含む航法メッセージで変調されており、利用者はこれらの信号を受信することによって航法を行うことができる。航法用の受信機としては通常C/Aコード受信機が用いられ、その観測量は観測者の位置情報を与える擬似情報(Pseudorange)と、速度情報を与えるデルタレンジ(Deltarange)である。擬似距離の観測量 PR は次式で記述される⁴⁾。

$$PR(T) = \rho + \delta\rho + b \quad (1)$$

時系はGPSタイム、座標系はWGS 84系(World Geodetic System 1984)とする。 T は受信時刻である。航法メッセージに含まれる衛星の軌道歴を用いて計算した衛星の位置を $r_{sv}(T_{sv})$ 、受信機アンテナの位置ベクトルを $r(T)$ とすると、軌道歴による衛星の位置と受信機間の幾何学的距離 ρ は

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

で表わせる。ここで T_{sv} は、衛星の送信アンテナを信号が出た瞬間のGPSタイムとする。 $\delta\rho$ は測距誤差で、電離層伝搬遅延、対流圏伝搬遅延、軌道歴の誤差、衛星搭載時計の誤差、SA(Selective Availability)による誤差などを含む。SAは、DoDが国家安全保障上、故意に民間利用者の測距精度を劣化させることで、SAオフの場合に比べて約3倍の測距誤差を生ずる⁵⁾。SAは、軌道歴の操作と衛星搭載時計の操作の2段階構成で実施されている。 b はクロックバイアスで受信機搭載時計のGPSタイムに対するオフセットを表わす。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わしたもので、擬似距離の変化率を一定時間積分した量と等価である。したがって、デルタレンジの観測量 $DR(T)$ は次式で与えられる。

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

DGPSでは測位を行う受信機(利用者側の受信機)のほかに、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。このとき、二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。これがDGPSの基本的な考え方である。 $\delta\rho$ のうち衛星搭載時計の誤差のように衛星に固有の誤差は両受信機に共通である。また、電離層伝搬遅延、対流圏伝搬遅延、軌道歴の誤差などは受信機間の距離が小さければ、電波の伝搬経路がほとんど変わらないので共通とみなしてよい。したがって、 $\delta\rho$ に含まれる共通の誤差をモデルなど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絶対条件となる。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、その値を機上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。これを定式化すると以下ようになる。

リファレンス側での、擬似距離の観測量は(1)式と同様に

$$PR_{ref} = \rho_{ref} + \delta\rho + b_{ref} \quad (4)$$

で与えられる。ここで $\delta\rho$ は機上側と共通である。また、 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(2)式と同様の式で計算できる。

つぎに、擬似距離の生の補正量 ΔPR_{raw} を次式で定義する。

$$\Delta PR_{raw} = PR_{m,ref} - \rho_{ref} \quad (5)$$

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)、(5)式より ΔPR_{raw} は、

$$\Delta PR_{raw} = \delta\rho + b_{ref} + \text{noise} \quad (6)$$

となる。 ΔPR_{raw} にはノイズが含まれているので、次章で述べるフィルタにより平滑化し 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。

$$\begin{aligned} PR'_m &= PR_m - \Delta PR \\ &= \rho + b - b_{ref} + \text{noise} \end{aligned} \quad (7)$$

機上側では $b := b - b_{ref}$ をあらためて受信機のクロックバイアスとみなして航法計算を行う。デルタレンジの補正も同様にして行う。

3. DGPS 航法アルゴリズム

本飛行実験のデータ解析で用いたDGPS航法アルゴリズムについて述べる。Fig. 1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

Fig. 1 Block diagram of DGPS navigation filter

なわち、地上局での観測データから算出した補正量を平滑化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、補正量を用いて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は擬似距離補正量を平滑化するフィルタ(Pseudorange Correction Filter)と、デルタレンジ補正量を平滑化するフィルタ(Deltarange Correction Filter)で構成される。機上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、機上観測時刻と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 $\Delta \dot{PR}$ 、 $\Delta \dot{DR}$ を推定し、機上側では1次近似によって観測時刻での補正量を計算する。DCFでは衛星ごとの擬似距離、デルタレンジに対して、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 および $\Delta \dot{PR}$ を推定し、デルタレンジ補正フィルタは ΔDR および $\Delta \dot{DR}$ を推定する。

擬似距離補正フィルタでは、状態ベクトルを $\mathbf{x}=(x_1, x_2)^T=(\Delta PR, \Delta \dot{PR})^T$ とおき、(6)式より計算した擬似距離の生の補正量 $y=\Delta PR_{raw}$ をフィルタの観測データとする。システム方程式は、

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = u \end{cases} \quad (8)$$

とし、観測方程式は、

$$y = x_1 + \varepsilon \quad (9)$$

とする。 u はプロセスノイズ、 ε は観測ノイズである。デルタレンジ補正量も同じ方式で平滑化する。

3.2 機上航法フィルタ

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。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、および受信機の時計の挙動モデルは、以下のように仮定する。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{u}_v \\ \dot{b} = d + u_b \\ \dot{d} = -\frac{1}{\tau}d + u_d \end{cases} \quad (10)$$

$\mathbf{r}$: 受信機の位置ベクトル

$\mathbf{v}$: 受信機の速度ベクトル

$\mathbf{u}_v$: 速度のプロセスノイズ

b : クロックバイアス

u_b : クロックバイアスのプロセスノイズ

d : クロックドリフト

τ : 時定数

u_d : クロックドリフトのプロセスノイズ

($\cdot$): GPS タイム(T)に関する時間微分

最初に、擬似距離およびデルタレンジ観測データのディファレンシャル補正を行う。DCFで推定した最新の補正量およびその時間変化率がGPSタイム T_{ref} での値であるとする、機上での観測時刻のGPSタイムを T として

$$PR'_m(T) = PR_m(T) - [\Delta PR + \Delta \dot{PR}(T - T_{ref})] \quad (11)$$

$$DR'_m(T) = DR_m(T) - [\Delta DR + \Delta \dot{DR}(T - T_{ref})] \quad (12)$$

によって補正し、 PR'_m 、 DR'_m を観測データとしてカルマンフィルタ処理する。また、観測方程式は次式で与えられる。

$$PR'_m = \rho + b + \text{noise} \quad (13)$$

$$DR'_m = \rho(T) - \rho(T - dT) + d \cdot dT + \text{noise} \quad (14)$$

GPS単独航法の場合、機上航法フィルタのみ使用し、観測データとして PR_m 、 DR_m をそのまま用いる。そのとき、電離層伝搬遅延および対流圏伝搬遅延はモデルで推定し、衛星搭載時計の誤差は航法メッセージに含まれるパラメータを用いて計算する⁵⁾。そのほかの誤差は推定できない。

4. 実験システム

DGPS飛行実験は1991年12月4~6日、仙台空港において実験用航空機Do-228を用いて行った⁶⁾。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設置した。Navcore-1は機上用受信機のみによるGPSモード、および地上用受信機と機上用受信機をデータリンク(無線系)するDGPSモードで使用できる。Navcore-1の公称精度はGDOP<5, SAオフの条件下でGPS単独で25m(SEP)、DGPSで10m(SEP)である。ここでSEPは誤差の50%を含む球の半径と定義される。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。GDOP(Geometrical Dilution of Precision)は衛星配置が測位精度にどの程度影響を与えるかを示すファクタであり、GDOPが小さいほど位置およびクロックバイアスの推定精度は良い。

GPSおよびDGPS航法の精度評価の基準となる飛行軌跡を得るために、空港内に既設のレーザートラック(運輸省電子航法研究所所有)により航空機を追尾した。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三つのプリズムに対する距離と仰角、方位角を計測する。測距および測角の精度はそれぞれ0.3 m, 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10 km の場合で約1 m となる。また、データレートは60 Hz 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は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。

Fig. 2 に仙台空港の概略図および実験用地上設備の配置を示す。解析の都合上、WGS 84 系に準拠した滑走路座標系(Runway Coordinate System)を構築した。この座標系は滑走路の東側の端点を原点とし、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。GPS, DGPS の航法計算は WGS 84 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。なお、地上用受信機のアンテナおよびレーザートラッカの光学基準点の RCS 座標原点に対する相対位置は、GPS 搬送波位相干渉測位によってあらかじめ数10 cm 以内の精度で測定されている⁷⁾。

飛行パターンはターミナルエリア内での典型的なオペレーションとして、アプローチとオービットの2種を組み合わせた。アプローチは滑走路に進入角3°で進入着陸する飛行パターンで、オービットは滑走路を中心に一定高度で周回する飛行パターンである。本実験ではアプローチを1回、オービットを3回行った。Fig. 3 に12月6日の実験における飛行経路を示す。これは、Navcore-1

Fig. 3 Flight trajectory estimated by standalone GPS (Navcore-1 output)

が出力した GPS 単独航法の結果である。実験中、捕捉している衛星が三つ以下になると 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. 結果および考察

Navcore-1 の観測データを用い、3章で述べたアルゴリズムに従って解析を行った。以下に示す結果はすべてオフラインでの解析結果である。

5.1 補正量の計算

DCF で推定した疑似距離およびデルタレンジの補正量について述べる。Fig. 4(a) にアプローチを含む約9分間の疑似距離補正量の時間変化を示す。ただし、地上受信機のクロックバイアスを除いている。ここで衛星を区別するために、衛星に割り振られた疑似雑音(Pseudo Random Noise)コード番号を用いる。PRN 13の補正量が10 m 程度でほとんど変化しないのに対して、ほかの衛星に対する補正量が最大100 m 程の振幅で大きく変化している。GPS 衛星には Block I, II 型の2種類があるが、このうち Block II 型衛星のみ SA 誤差を含んでいる。PRN 13は Block I 型、PRN 14, 18, 24は Block II 型衛星である。PRN 14, 18, 24に対する補正量は5~10分の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。

Fig. 4(b) に Fig. 4(a) と同時刻におけるデルタレンジの補正量を示す。ただし、地上受信機のクロックドリフトは除去している。デルタレンジの補正量は疑似距離補正量の $dT(0.1 \text{ sec})$ の間の変化量であり、そのほとんど

Fig. 2 Flight test configuration

(a) Pseudorange correction

(b) Deltarange correction

Fig. 4

どが SA 誤差の変化量を表わしている。

5.2 位置精度の評価

レーザートラッカのデータから計算した航空機の位置を基準にして GPS および DGPS 航法の位置精度評価を行った。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 4.2 m 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。

Fig. 5(a), 5(b) にアプローチおよびオービットでの測位誤差、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。オービットは 3 フライトのうちの一つである。このときの GDOP はアプローチ時で 3、オービット時で 4 である。X, Y および Z は RCS 座標系での各成分を示す。Fig. 5(a) は GPS 単独航法の場合、Fig. 5(b) は DGPS 航法の場合である。DGPS による精度の向上が顕著にみられる。アプローチの場合、GPS 単独では時間とともに誤差が増大しており、これは Fig. 4(a) より明らかに SA の大きさと相関がある。一方、DGPS では時間とともに増加する傾向はなく、SA によ

(a) Position error (GPS)

(b) Position error (DGPS)

Fig. 5

Table 1 Mean, standard deviation, and root-mean-square position error statistics (Approach)

(unit : m)

	GPS		DGPS	
	lateral	vertical	lateral	vertical
mean	36.1	82.2	11.3	12.8
s. d.	11.6	22.6	3.1	11.0
rms	38.1	85.7	11.7	16.9

る測位誤差が取り除かれている。

Table 1 にアプローチの場合の位置の平均誤差、標準誤差、平均二乗誤差を示す。DGPS 航法によって位置の平均誤差は横方向で 36 m から 11 m、縦方向で 82 m から 13 m に改善された。

オービットに対する 3 フライトの位置誤差を Table 2 に示す。DGPS 航法によって、位置の平均誤差は横方向で 41 m から 15 m、縦方向で 80 m から 15 m に改善された。GPS 単独航法の精度は、SA のため Navcore-1 の公称精度に比べて非常に悪い。また、GPS 単独では縦方向の誤差が横方向に比べて大きい、DGPS によって平均誤差が縦横同程度になる。ただし、ばらつきは縦方向が

Table 2 Mean, standard deviation, and root-mean-square position error statistics (Orbit)

	GPS		DGPS	
	lateral	vertical	lateral	vertical
mean	40.8	79.5	14.9	15.0
s. d.	20.7	37.9	8.2	12.4
rms	45.8	88.1	17.1	19.5

(unit : m)

大きい。

Navcore-1 による DGPS の精度は 10 数 m と大きく、このままでは進入着陸用の航法システムとしては使用できない。さらに精度を上げるためには、搬送波を利用できる受信機を用い、搬送波によって擬似距離を平滑化する方法が有効である。この方式によって精度が数 m に向上することが期待でき、進入着陸に使用可能となる。

6. ま と め

仙台空港において GPS 受信機 Navcore-1 を用いて DGPS 航法の飛行実験を行った。実施した飛行パターンはターミナルエリア内での典型的なオペレーションとして、アプローチおよびオービットで、それぞれ 1 回および 3 回実施した。地上局での補正量の推定に 2 次元カルマンフィルタ、航空機の位置推定に 8 次元拡張カルマンフィルタを採用し、オフラインの解析を行った。航法精度を評価には、レーザートラックで追尾して得た飛行軌跡を基準として用いた。その結果、DGPS 航法では GPS 単独航法と比べて位置精度が横方向で 3 倍、縦方向で 6 倍改善された。また、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 の有効性が確認された。

参 考 文 献

- 1) 村田正秋: GPS の新しい応用, 計測と制御, 30-10, 898/904 (1991)
- 2) S. Snyder, B. Schipper, L. Vallot, N. Parker and C. Spitzer: Differential GPS/Inertial Navigation Approach/Landing Flight Test Results, IEEE AES MAGAZINE, May, 3/11 (1992)
- 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) 辻井, 村田, 小野, 石川: 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, 航技研報告 TR-I210 (1993)
- 5) 村田, 張替: GPS におけるセレクトティブ・アペイラビリティ (選択利用性) の観測と評価解析, 航技研報告 TR-1105 (1991)
- 6) 航法系飛行実験実行委員会: MLS 等航法系飛行実験一平成 2 年度の実験概要一, 航技研報告 TR-1175 (1992)
- 7) M. Murata, et al.: A GPS Surveying Method Applied to Approach/Landing Navigation Flight Experiments, J. Geod. Soc. Japan, 38-2, 137/149 (1992)

[著 者 紹 介]

辻 井 利 昭 (正会員)

1991 年, 京都大学大学院修士課程修了 (数理工学専攻)。同年航空宇宙技術研究所入所。現在, 衛星応用工学, 宇宙航行力学の研究に従事。

村 田 正 秋 (正会員)

1969 年, 京都大学大学院修士課程修了 (数理工学専攻)。同年航空宇宙技術研究所入所。現在, 制御部計測研究室長, 電気通信大学大学院客員教授を兼務。衛星応用工学, 衛星測地学, 宇宙航行力学などの研究に従事 (Ph. D.)。

小 野 孝 次

1965 年, 都立航空工業短期大学航空機機体科卒業。同年航空宇宙技術研究所入所。70 年中央大学理工学部電気工学科卒業。現在, 飛行実験部主任研究官飛行試験技術, 飛行計測技術の研究に従事。日本航空宇宙学会の会員。

石 川 和 敏

1984 年, 東京工業大学工学部制御工学科卒業。同年航空宇宙技術研究所入所。現在, 飛行試験技術飛行計測技術, 飛行制御技術の研究に従事。日本航空宇宙学会, 精密工学会などの会員。