

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-649

実験用航空機トルニエ機のGPS航法装置評価実験
——地上固定点におけるGPS/DGPS測位評価実験——

小野孝次・石川和敏

1992年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

実験用航空機ドルニエ機のGPS航法装置評価実験* ——地上固定点におけるGPS/DGPS測位評価実験——

小野孝次*1 石川和敏*1

Performance Evaluation Tests of the GPS/DGPS Navigation System installed in the NAL Dornier 228 —Preliminary ground test results—

Takatsugu Ono and Kazutoshi Ishikawa

ABSTRACT

A real-time differential global positioning System (DGPS), incorporating a ground-to-air data link system, was developed for the National Aerospace Laboratory (NAL) Dornier 228-200 flight research airplane. Preliminary ground tests were conducted to evaluate the system's position accuracy prior to flight testing.

The onboard and ground GPS receivers used the same antenna in order to avoid unknown common errors (e.g., antenna system and tropospheric delays), and to enable comparison of the optimal case of differential operation.

The GPS position accuracies of the stand-alone and differential modes are compared, with results showing the differential mode improves position accuracy and eliminates selective availability (SA) errors.

Keywords : GPS, Differential GPS, Data Link, Dornier Do-228

概 要

当所の実験用航空機ドルニエ機搭載の航法装置であるGPS受信装置と地上ベース・ステーションのGPS受信装置との間のデータ・リンクを完成させ、高精度航法が可能とされるディファレンシャルGPS (DGPS) を行い我国ではじめて航空機による実時間DGPSを実現させた。

*平成4年6月22日 受付 (received 22 June 1992)

*1 飛行実験部 (Flight Research Division)

この搭載 GPS 受信装置の測位精度確認のため、飛行試験での評価の前に、地上の固定点における測位評価実験を行った。この測位実験において搭載及びベース・ステーションの GPS 受信装置の受信アンテナを共通にすることにより、両受信装置の測位における不確定要素を同じにし、測位結果のより正確な比較を行った。本報告ではこの固定点における搭載 GPS 受信装置単独での測位と DGPS での測位との比較・検討を行いその位置精度について述べる。また、DGPS 測位により意図的な GPS 衛星情報の誤差、即ち選択利用性 SA (Selective Availability) 誤差の除去が可能であることを実験的に明らかにした。

1. まえがき

近年、航空機の新しい航法/測位システムの一つとして人工衛星を利用した GPS (Global Positioning System : 全世界測位システム) が注目され利用されつつある。GPS はもともと米国国防総省により進められている新しい航法システムであり、約 2 万 Km 上空に打ち上げられた GPS 用人工衛星のうち (現在約 16 個が使用可能)、同時に 4 つ以上の衛星からの情報を得、実時間で飛行中の航空機の位置 (緯度、経度、高度) を知ることができる。それ故、近い将来の航法として期待されている。

さらに、予め正しく測量された地上の固定位置に同様の GPS 受信装置を設置し (ベース・ステーション)、GPS による測位を行えば、正しく測量した結果との違いがわかる。ベース・ステーションでは正確な自分の位置と受信した衛星の軌道データからベース・ステーションと衛星までの距離の補正量 (疑似距離補正量) を知ることができる。この補正量を実時間で航空機側に送信し、機上の搭載 GPS 受信装置の衛星までの疑似距離を補正することにより、搭載 GPS 受信装置単独で得られる位置情報より、さらに高い精度の飛行位置を知ることができる。これをディファレンシャル GPS (以下 DGPS と呼ぶ) という。言い替えれば、DGPS は地上及び機上で捕捉した GPS 衛星による測位の共通誤差を除去することで精度を上げる測位方法である。共通誤差の主な要因として、①米国側で意図的に衛星の放送暦や時計に誤差を入れた SA (Selective Availability, 選択利用性)¹⁾ 誤差

② 衛星の時刻誤差

③ 電離層及び大気による電波伝播の遅延誤差等がある。特に、①の SA 除去のためには DGPS に頼らざるを得ないと言われている¹⁾。また DGPS を実施するには機上搭載及び地上ベース・ステーションの GPS 受信装置の環境条件を合わせる必要がある。即ち、③の除去のためには両受信装置とも同一の GPS 衛星を捕捉し、更に電波伝播の上から両受信装置と捕捉された共通の GPS 衛星までの大気条件が同じ状態とみなせる範囲で行う必要がある。通常、その範囲はベース・ステーションより数 10 km から 100 km 以内と言われている²⁾。従って、長距離航法 (エン・ルート) での使用は難しいが空港周辺にベース・ステーションを設置すれば最も精度を要求される離着陸時 (ターミナル・エリア) の航法/誘導装置として期待できる。

もともと GPS/DGPS は航空機の航法に限らず位置測量用、時刻計測用として広範囲の利用が考えられ、その内容・理論等について多くの研究がなされ種々の文献や解説^{3)~5)}が発表されている。航空機の航法・誘導システムとしての利用はその一例である⁶⁾。しかしながら 1980 年代では打ち上げられていた GPS 衛星の数も少なく、GPS 衛星の捕捉時間帯が限られ航空機やヘリコプタでの航法精度評価やその運用効果を調べるのがなかなか困難であった。特に飛行実験での評価は米国や我国でいくつか発表されたが^{7)~10)}、DGPS での評価飛行実験は文献 11) に見られる程度である。

当所においても実験用航空機ドルニエ Do228 機に GPS 航法装置を装備¹²⁾し、さらに DGPS が行えるような地上のベース・ステーション用 GPS 受信装置も整備し、実験用航空機ドルニエ機を用いた新しい航法・誘導システムの研究を行っ

ている^{13)~16)}。しかしながら DGPS を構成する上で最も重要なベース・ステーションと航空機間の地対空データ・リンクの未整備と、打ち上げられている GPS 衛星の数が少なかったことによる 4 衛星での本格的な測位評価実験ができなかった。今度、郵政省の無線局開設（実験用）の許可が下り航空機による本格的な実時間の DGPS を実現させることができた。

そこで、これらの GPS システムを使用した場合どの程度の精度で測位が可能かを評価することを試みた。但し、本 GPS 航法装置の航法測位演算アルゴリズム等の内容はユーザに対してはブラック・ボックスであり、GPS のシステム、原理、航法／測位演算方法については他の文献に委ねることにする。ここでは評価の観点（本実験目的）を実運用の上から、①ドルニエ機搭載の位置センサの一つとして、その性質を知るために本 GPS 受信装置の固有の雑音を含めたその測位精度を実験的に確認し、②実運用での DGPS の効果を知ること、に焦点を絞ることにする。

GPS 受信装置による測位結果を評価する方法は難しいことである。特に、飛行中の航空機の位置データを実時間で得ることはできても、その測位結果が正しいかどうかを評価することは困難である。その場合、別の基準となる測位装置（例えばトラッキング・レーダ等）との比較によりその測位精度を確認する以外に方法がない。その場合でも航空機の運動による測位の難しさや基準とする測位装置の精度等、不確定要素が多く正しく測位結果の評価ができにくい。本報告では飛行実験での測位精度評価の前に、測位基準が明確な地上固定点に機体を静止させた状態で、① GPS 受信装置単独での測位と② DGPS での測位を行い、その測位結果からの精度評価・検討について述べる。この様な試みは文献 14) や 17) でも行われているが、本実験での特徴は両受信装置の受信アンテナを共通にして行ったことである。このことは両受信装置での電波伝播やアンテナ系に関する環境条件が同一になり、両受信装置の測位結果のより正確な比較検討ができるようになる。さらに、この状態で DGPS を実施すれば DGPS による測

位効果が正しく評価できることになる。

評価方法として 1 万分の 1 の地図で求めた受信アンテナ設置位置を基準に GPS 受信装置からの測位データを比較し、評価を行った。GPS 受信装置単独での測位では機体に搭載された GPS 受信装置のみならずベース・ステーションの GPS 受信装置での測位も同時に行い両受信装置の比較検討を行ってみた。また、使用した GPS 受信装置の持つ運用モードの測位結果に対するその影響／効果についても検討してみた。

2. 記号及び略語

記 号

f	: 周波数
g	: 重力加速度
N	: データ数
$P_{(\cdot)}$: (\cdot) (Long: Δ 経度, Lat: Δ 緯度, Alt: Δ 高度) データのパワースペクトル密度関数
PR_{COR}	: 疑似距離補正量
$S_{(\cdot)}$: (\cdot) の標準偏差
t	: 時間
x_{mes}	: GPS 受信装置からの経度、緯度及び高度の測位データ
y_{mes}	: 地図での読みとり位置
Δx_{mes}	: x_{mes} と y_{mes} との差分
Δ 経度	: GPS 受信装置からの経度データと地図での読みとり経度との差
Δ 緯度	: GPS 受信装置からの緯度データと地図での読みとり緯度との差
Δ 高度	: GPS 受信装置からの高度データと地図での読みとり高度との差
$\overline{(\cdot)}$: (\cdot) の平均値

略 語

ACARS	: ARINC または Aircraft Communications Addressing and Reporting System
AM	: Amplitude Modulation 振幅変調
C/A	: Clear and Acquisition または Coarse and Access
CDU	: Control Display Unit 制御表示装置

DGPS : Differential Global Positioning System ディファレンシャル全世界測位システム
 GPS : Global Positioning System 全世界測位システム (衛星航法システム)
 GDOP : Geometric Dilution of Precision
 rms : root mean square 2乗平均の平方根
 SA : Selective Availability 選択利用性
 SEP : Spherical Error Probability 確率誤差球
 VHF : Very High Frequency 超短波

3. GPS 受信装置と DGPS データ・リンク

3.1 GPS 受信装置

ドルニエ機搭載の GPS 受信装置及び地上のベース・ステーションの GPS 受信装置は、米国 Rockwell International 社製 Collins Navcore-I であり、そのカタログ性能、搭載状況及びアンテナを含む装置の写真等の詳細は文献 12) にすでに示してあるが、本報告に関連するカタログ性能 (表 1) 及び概要を改めて以下に述べておく。カタログ性能での精度は SA が含まれない時点での精度が示されている。

本 GPS 受信装置は民間用に解放された C/A (Clear and Acquisition または Coarse and Access) コード用で、1 衛星ずつ順次 4 衛星を捕捉していく 1 チャンネル逐次追跡型の受信装置である。本搭載 GPS 受信装置は 3 衛星捕捉状態でも高度情報を設定することにより測位演算が行える。この状態が表 1 に示す 2D のモードである。3D とは

通常の 4 衛星捕捉での測位演算モードである。また、搭載 GPS 受信装置は 3 つの測位モードを持ち、それぞれ①高ダイナミクス・モード (High Dynamics Mode) : 速度 300m/s 以内、加速度 1.0g 以内の移動体での測位、②低ダイナミクス・モード (Low Dynamics Mode) : 速度 100m/s 以内、加速度 0.5g 以内の移動体での測位、及び③測地モード (Survey Mode) : 移動体が留まって固定地点での測位、とがある。取扱い説明書によれば測地モードでは機体が静止しているという条件から不確定要素を絞られるために①、②のモードより測位精度が高いことになっている。いずれにしても各モードで条件が整うような航法/測位演算時のパラメータが設定されていると思われる。しかしながら、詳細についてはすでに述べたようにユーザにとって不明である。

測位データ (航法演算結果) はこの GPS 受信装置から RS-232C データ・バスにより伝送速度 9600 ボード、他の受信データとともにブロック単位で出力される。測位結果は GPS が採用している WGS84 座標²⁾での経度、緯度及び高度が 1 秒に 1 回出力される。また、地上ベース・ステーションからの有効な補正データ (疑似距離補正量等) が送られると搭載 GPS 受信装置は DGPS 測位を開始し、DGPS 測位としての測位結果が出力される。その時は GPS 受信装置単独での測位結果は出力されない。

一方、地上のベース・ステーションの GPS 受信装置には 2 つのモードがあり、それぞれ①測地モード (Survey Mode) 及び②固定モード (Lock Mode) とがある。測地モードは搭載 GPS 受信装

表 1 GPS/DGPS 航法装置のカタログ性能

型 式	Collins Navcore-I C/A コード, 1CH	精 度 (GDOP < 5)
	動 作 内 容	
GPS 単独測位	3D, 4 衛星捕捉状態 2D, 3 衛星捕捉状態+高度情報	25.0m SEP 15.0m SEP
DGPS 測位	3D, 4 衛星捕捉状態 2D, 3 衛星捕捉状態+高度情報	10.0m SEP 8.0m SEP

3D, 2D : 3次元, 2次元

GDOP : Geometric Dilution of Precision

SEP : Spherical Error Probability

置と同様、固定地点での測位モードであり固定モードは DGPS を行うためのモードである。固定モードでは受信アンテナが置かれている位置を設定することにより、その位置を基準にした捕捉衛星との疑似距離の補正量が計算される。従って、アンテナ位置を正しく知る必要がある。

3.2 DGPS データ・リンク

DGPS のデータ・リンクについても文献 12) に内容及び構成写真が詳細に示されているが、本実験での重要な構成部分なので改めてその概要を述べておく (図 1 参照)。

搭載 GPS 受信装置は機首上部の受信アンテナで GPS 衛星からの電波を受け (本実験ではこのアンテナ系統は使用しない)、搭載 VHF 無線装置から受けた地上ベース・ステーションからの補正データを用い、DGPS 航法測位演算がなされる。地上ベース・ステーションは屋外で使用できるように、また設置場所も移動できるようにしてある。ベース・ステーションは大きく分けて、GPS 受信装置部と音声/データ・リンク部とから構成されている。GPS 受信装置部では搭載 GPS 受信装置とは機能的に少し異なり単独で測位することももちろんであるが、前述のように固定モードで

DGPS 測位が可能ないように GPS 衛星までの疑似距離補正量を出力できる機能を持っている。

この疑似距離補正量を機上に転送するデータ・リンクの方法として、まず実績があり認可された周波数が確保されているテレメトリによる方法が考えられたが、地上及び機上の送受信装置の新規製作が難しく、特に機上の装置には搭載に必要な条件が厳しく困難な点が多かった。そこで、ドルニエ機には航空交通管制用の無線装置が 2 系統装備されているので、このうちの 1 系統の無線装置を使用し VHF 帯でのデータ転送を考えた。そして、データ転送専用ではなく音声とデータの両方が使用できる転送方式を採用した。航空機でデジタル・データ転送する場合に AM (振幅変調) の VHF 電波を使用するには電波法上の問題があったが、同時期の航空機の空対地のデータ・リンクである ACARS (ARINC または Aircraft Communications Addressing and Reporting System)^{18)~19)} の実現に併せて、同様の方式である当所の DGPS データ・リンクに対しても郵政省電気通信監理局から無線局 (実験局) の認可を得ることができた。

DGPS データ・リンクの構成内容を改めて表 2 に示す。この方式ではデータ転送と音声通信を同

表 2 DGPS 用データ・リンクの構成

項 目	ド ル ニ エ 機	ベース・ステーション
送 受 信 機 出 力 変調方式	Collins VHF-22A 25W AM	Wulfsberg WCS-200 10W AM
無 線 局 種 別 識別信号 電波の型式 周波数	実験局 こうけんじっけんいどう 11 A 3 E, A 2 D 129.95MHz	実験局 こうけんじっけんいどう 12 A 3 E, A 2 D 129.95MHz
データ・リンク・マネージャ	東芝 J-3100SGT	東芝 J-3100SL
通 信 方 式 パケット・コントローラ プロトコル 転送間隔 データ量 (パケット当たり)	パケット通信 AEA PK-88J AX.25 5~10 秒/パケット 30bytes×捕捉衛星数 + a (数 bytes)	
主な転送データ内容	GPS 時刻 衛星番号 衛星, ベース・ステーションの状態 疑似距離補正量 疑似距離レート補正量	

時に行えないが、切り替えにより1組の無線装置で2つの機能を併せもつことが可能となった。また、デジタル・データ通信方式としてAX. 25プロトコルを用いたパケット通信方式を採用した。これにより音声通信回路を用いて信頼性の高いデジタル・データ通信が可能になった(電波の型式: A3E, A2D)。周波数は既に当所に割り当てられた専有周波数であり、空中線電力は機上が25W, ベース・ステーションが10Wである。ベース・ステーションから機上へ送信される疑似距離補正量等, 1パケットの転送間隔は5~10秒に1回で, 転送間隔を短くした時にはデータを圧縮して転送する。ベース・ステーションおよび機上のデータ・リンク・マネージャ(計算機)は信号制御ばかりでなくGPSデータ及び転送データのハード・ディスクへの記録も行う。それをもとに実験終了後データ解析や転送データの照合が行える。

データ・リンクの作動状況(データ転送状況)及び音声通信状況を調べるための飛行実験を行ったが, その結果は文献12)及び16)にすでに示さ

れ, 実飛行での実時間DGPSが実現できたことが確認された。この実験結果からはデータの欠落は見られず, 電波の送受信範囲を考慮すればターミナル・エリアでの離着陸航法に本装置のDGPSシステムが使用可能であることがわかった。現在その精度評価の検討を行っている。

4. 実験概要と評価

4.1 実験概要

図1に測位実験の系統ブロック図を示す。ベース・ステーション用の受信アンテナは周囲の建物にじゃまされずにGPS衛星からの電波を受信できるように天空が見渡せる格納庫屋上に固定した。そのアンテナ・ケーブルを図の様に分配器を介して両GPS受信装置へ接続しアンテナを共通にした。搭載GPS受信装置側は機体のGPSアンテナからの取り入れ端子を外しベース・ステーション用アンテナからのケーブルを接続した。ケーブル長は受信アンテナから分配器までが50mあり, 分配器と両受信装置までのケーブル長は同じ10mとし, 受信アンテナから両受信装置までのケー

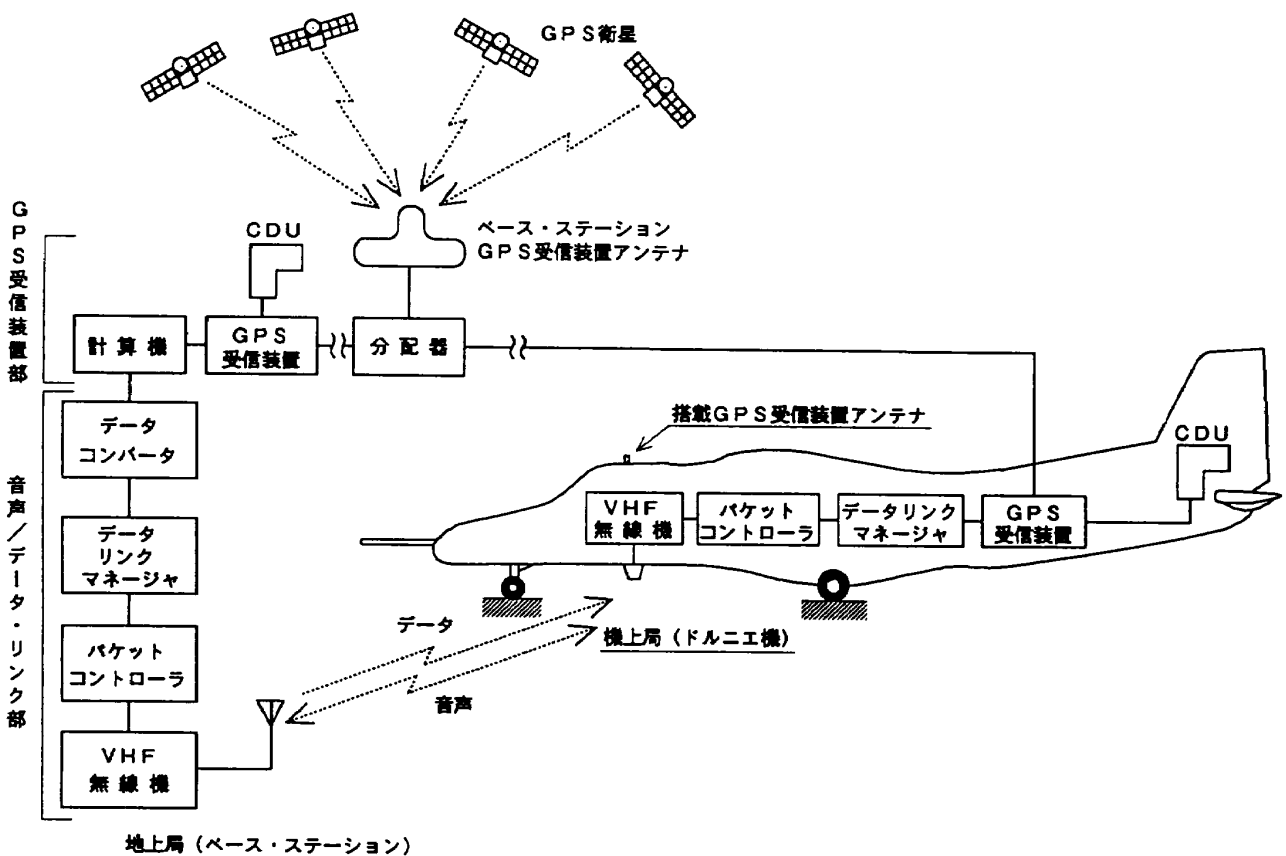


図1 測位実験系統ブロック図

ブルによる電波の減衰条件を一致させた。以上の実験システムで地上固定点での機体静止測位実験を行った。実験内容を以下に示す。

(1) 単独測位実験：搭載及びベース・ステーションの GPS 受信装置単独でそれぞれ測位を行う。搭載 GPS 受信装置については測位モードと低ダイナミクス・モードについて行う。これは、最終目標が飛行中での測位精度を知ることにあるのでドルニエ機の飛行可能速度範囲を考慮し低ダイナミクス・モードでの測位についても調べてみる。ベース・ステーションの GPS 受信装置では測地モードの測位を行う。本装置からの測位結果は CDU (Control Display Unit：制御表示装置) のみに表示されるので CDU の代わりに計算機を接続し、そのデータを記録する。

(2) DGPS 測位実験：ベース・ステーションの GPS 受信装置では固定位置 (アンテナ設置位置) として 1 万分の 1 の地図から読みとった位置を設定し、固定モードで測位を行い疑似距離補正量をデータ・リンクを通して搭載 GPS 受信装置側へ転送する。搭載 GPS 受信装置側は上記と同様に測地モードと低ダイナミクス・モードの場合について DGPS 測位を行う。

4.2 評価方法

1) 地図位置と測位精度

GPS 受信装置から出力される測位結果は設置された受信アンテナ位置の値を示すものである。このアンテナ設置位置を国土地理院の 1 万分の 1 の地図から読みとり、その読みとり値を WGS84 座標系に変換すれば

東経 139 度 31 分 50.8 秒

北緯 35 度 40 分 26.3 秒

高度 92.4m

であった。地図上での読みとり誤差を最大 1 mm 以内に抑えられるとすれば実測値に換算すると 10m の誤差を覚悟する必要がある。これが地図位置の精度範囲とみなせる。この 10m はこの付近の経度で約 0.4 秒、緯度で約 0.32 秒に相当する。

GPS 受信装置により固定位置で一定時間測位

を行えば、本来測位結果は一定値を示すべきであるが、実際の測位出力は経度、緯度及び高度の 3 軸方向の独立したデータとして、ある範囲を持った測位結果が得られる。今、地図からの読みとり値を仮の真位置 (基準位置) としてその差を求めれば、本 GPS 受信装置固有の機器雑音誤差及び上記地図位置誤差を含んだ意味での位置精度を求めることができる。ここではその位置精度を示す指標として各軸方向毎に次式により GPS 測位結果 (x_{mes}) と座標変換された地図位置 (y_{mes}) との差 Δx_{mes} の平均値 $\overline{\Delta x_{mes}}$ 、標準偏差 S 及び 2 乗平均の平方根 rms (root mean square) を求める。

$$\Delta x_{mes_i} = x_{mes_i} - y_{mes} \quad (1)$$

$$\overline{\Delta x_{mes}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta x_{mes_i} \quad (2)$$

$$S_{\Delta x_{mes}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\Delta x_{mes_i} - \overline{\Delta x_{mes}})^2}{N-1}} \quad (3)$$

$$rms = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\Delta x_{mes_i})^2}{N}} \quad (4)$$

2) 搭載 GPS 受信装置とベース・ステーション GPS 受信装置との測位結果の差

搭載 GPS 受信装置とベース・ステーション GPS 受信装置のアンテナを共通にして同時に測位を行えば、その測位結果は理想的には同じ値を示すべきであるが実際には機器の違いのために異なる結果を示す。どの程度異なるかを調べるために、両受信装置の測位結果の差を求め、その差の平均値及び標準偏差から受信装置の違いによる影響を評価する。

3) DGPS による効果

通常、搭載及び地上ベース・ステーション GPS 受信装置の受信アンテナは別々であり、仮に同じ場所でそれぞれ独立して測位を行った場合でも、両受信装置の捕捉衛星からの電波伝播の大气による遅延やアンテナ系に関する測位環境条件が微妙に異なれば、その分不確定要素が測位デー

タに含まれるため DGPS 測位の効果を正しく評価することが難しい。本実験では GPS 受信アンテナが共通であるということから、上記環境条件が同一という意味でその不確定要素を排除でき、ベース・ステーションの GPS 受信装置に与えた既知位置に対する搭載 GPS 受信装置による測位結果の効果 (DGPS の効果) がより正確に評価できる。評価方法は単独測位時と同様に DGPS 測位での測位結果と地図位置との差を 1) 項と同じように求め、GPS 単独測位結果と DGPS 測位結果とを比較することによって DGPS 測位による効果を評価する。

5. 実験結果と検討

実験は平成 4 年 1 月及び 3 月に当所調布飛行場分室において実施した。GPS 衛星は静止衛星ではなく周回衛星であるので固定点から捕捉できる衛星は順次代わっていく。GPS では GPS 受信装置に対する衛星の幾何学的配置が測位精度に影響を与える。その目安は GDOP²⁾を用いて示され、GDOP が小さい程その測位精度は一般に良くなる。

今、捕捉可能な衛星の数が 4 個以上ある場合、本受信装置は最も GDOP が小さくなる組み合わせの 4 衛星が捕捉されるようになっている。しかしながら、現在 16 個の GPS 衛星が利用可能であるが、常時 4 衛星以上捕捉可能な状況にはならないことと仮に 4 衛星捕捉できてもその衛星配置が悪い場合、測位精度が著しく影響を受けるので (付録 1 参照) 長時間安定して測位することが現状ではなかなか難しい。また、現在の GPS 衛星は SA のかからない古い世代のブロック I 衛星グループと SA のかかったブロック II 衛星グループとが混在している。以上のような衛星の配置や衛星の種類により測位精度は影響を受ける。本実験では捕捉衛星数が 3 個になったり GDOP が非常に悪くなり明らかに測位ができない場合を除いた実運用環境で、なるべく長時間の測位を行い全体的な意味での精度を調べることにする。従って、4 個の GPS 衛星が捕捉され受信装置が通常トラッキング状態になり 4 衛星の配置が一般に良いと思

われている GDOP が 5 以下の時のデータについて以下の比較検討データとして用いた。そのため測位時間は実験ケースにより異なり、30 分から 1 時間のデータで比較してある。

5.1 単独測位結果

1) 地図を基準にした測位比較

同時刻に測位した搭載 GPS 受信装置とベース・ステーションの GPS 受信装置との測位結果を、それぞれ地図位置を基準に比較してみる。実験結果の一例を図 2 (搭載 GPS 受信装置, 測地モード: DM921200-2) 及び図 3 (搭載 GPS 受信装置, 低ダイナミクス・モード: DM921160-1) に時間履歴図と地図位置を原点とした Δ 経度- Δ 緯度平面図 (搭載 GPS 受信装置の結果のみ) について示す。 Δ 経度, Δ 緯度及び Δ 高度は GPS 受信装置からの測位データと地図の読みとり位置との差 (Δx_{mes}) を示す。その際、実用的で距離表示が明確になるように経度, 緯度の単位を m に換算した。換算値は

$$\text{経度 } 1 \text{ 秒} = 25.08 \text{ m}$$

$$\text{緯度 } 1 \text{ 秒} = 30.71 \text{ m}$$

とした。また、その時の GDOP も示す。図に示されている MODE とは測位モードではなく GPS 受信装置の測位状態を表すものであり、1 が 4 衛星による GPS 受信装置単独測位状態, 2 が 3 衛星+高度情報 (表 1 の 2D) による GPS 受信装置単独測位状況, 3 が 4 衛星による DGPS 測位状態, 4 が 3 衛星+高度情報による DGPS 測位状態, を示す。これにより測位状態や捕捉衛星切り替わりによる一時的な測位データの欠落等の状況が判る。本実験では 1 と 3 の MODE を対象にしている。図 2 の実験ケース時に捕捉されていた GPS 衛星は全てブロック II 衛星の # 2, # 15, # 17, # 24 衛星であり、図 3 の実験ケースではブロック I 衛星 (# 3, # 6) とブロック II 衛星 (# 16, # 19) とが混在した組み合わせの衛星が捕捉されていた。尚、図 2 及び図 3 における時間履歴図には測位結果に特有の振動現象が見られる。これについては付録 2 に述べるが SA の影響と思われる。

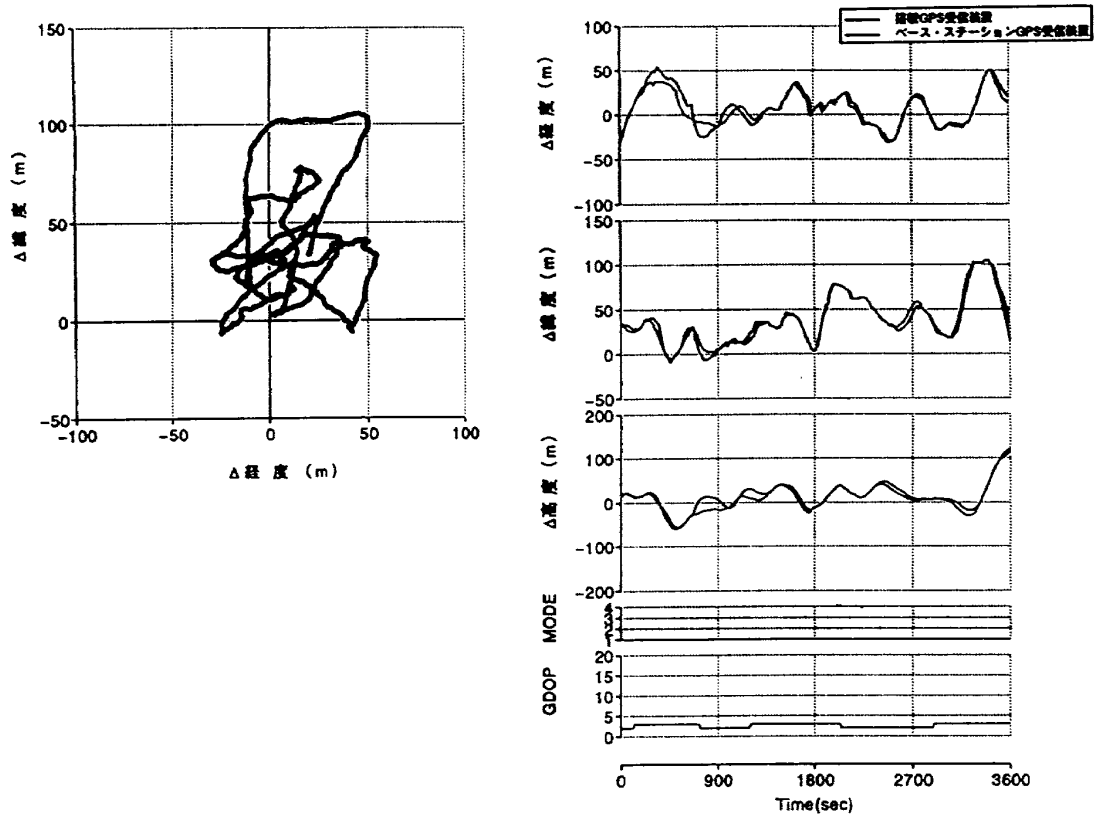


図2 GPS受信装置単独測位結果例
 (測地モード：DM 921200-2)

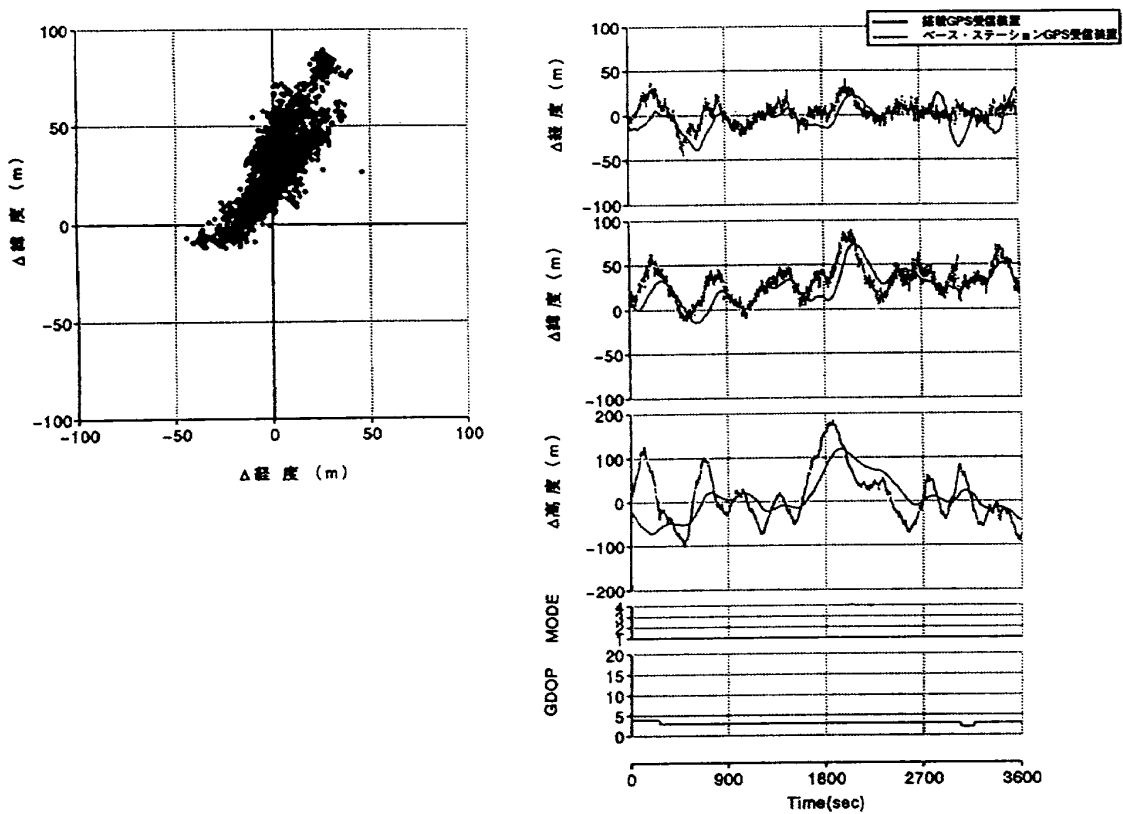


図3 GPS受信装置単独測位結果例
 (低ダイナミクス・モード：DM 921160-1)

このような測位実験を実験データの信頼性を上げるために上記の実験ケースを含めて6ケース行った。各実験ケースでの Δ 経度、 Δ 緯度及び Δ 高度の平均値、標準偏差及びrmsを表3-1及び表3-2に示す。但し、測位時間や測位日がそれぞれ異なり、これらの統計的な取扱いをするほど考慮すべき要素毎の実験データが集められていないので値を示すに止める。搭載GPS受信装置(表3-1)では6ケースを、測地モード及び低ダイナミクス・モードでの測位で各3ケースずつ行った。それに対応するベース・ステーションのGPS受信装置(表3-2)は全て測地モードで行った。表に示した3D精度とは次式による地図位置からの3次元距離に対する平均値、標準偏差及びrmsである。

$$3\text{次元距離 } i = \sqrt{(\Delta\text{経度 } i)^2 + (\Delta\text{緯度 } i)^2 + (\Delta\text{高度 } i)^2} \quad (5)$$

この3D精度値は表1のカタログ精度値と比較し得る値であり、特にrms値はデータ数 N が大き

ければ(2), (3), (4)式より

$$(\text{rms})^2 = (\text{平均値})^2 + (\text{標準偏差})^2 \quad (6)$$

の関係があるので全体的な意味での位置精度を表している。但し、カタログ精度値は確率誤差球(測定値の50%を含む球)の半径を示すSEP(Spherical Error Probability)であるので厳密には比較できない。

rms値は、搭載GPS受信装置の測位結果では測地モードで36m~60m、低ダイナミクス・モードで79m~98m、またベース・ステーションGPS受信装置の測位結果(測地モードのみ)では37m~77mの値が得られ、この範囲が単独測位での位置精度と考えられる。これはSAのかかっている場合のカタログ性能25m(表1)に比較して測地モード及び低ダイナミクス・モードとも精度劣化と言える差異がある。主たる精度劣化の原因はSAと思われる。

測地モードと低ダイナミクス・モードの違いによる影響については平均値、標準偏差及びrmsとも明らかに測地モードの方が良い結果となって

表3-1 ドルニエ機搭載GPS受信装置の単独測位結果

測地モード

実験ケース	Δ 経度(m)			Δ 緯度(m)			Δ 高度(m)			3D精度(m)		
	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms
DM921200-1	-3.2	10.8	11.3	21.6	14.8	26.2	-12.2	26.0	28.7	37.2	16.0	40.5
DM921200-2	8.5	21.2	22.8	37.2	27.1	46.1	12.9	27.7	30.5	52.9	27.8	59.8
DM921210-1	-8.0	11.8	14.3	9.6	19.6	21.8	16.0	18.5	24.5	33.5	12.4	35.8

低ダイナミクス・モード

実験ケース	Δ 経度(m)			Δ 緯度(m)			Δ 高度(m)			3D精度(m)		
	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms
DM921160-1	2.9	13.1	13.5	29.5	20.2	35.7	23.0	65.2	69.2	67.5	41.1	79.0
DM921160-2	-3.0	32.6	32.7	33.2	34.2	47.6	12.9	77.4	78.5	87.0	43.9	97.5
DM921230-2	4.9	15.4	16.2	40.7	24.1	47.3	24.1	59.3	64.0	73.1	35.3	81.2

表3-2 ベース・ステーションGPS受信装置の単独測位結果

測地モード

実験ケース	Δ 経度(m)			Δ 緯度(m)			Δ 高度(m)			3D精度(m)		
	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms
DM921160-1	-4.6	12.7	13.5	22.6	19.8	30.0	12.4	51.4	52.9	53.7	31.5	62.3
DM921160-2	-3.0	28.8	29.0	37.2	28.9	47.1	4.5	53.1	53.3	73.5	22.1	76.8
DM921200-1	-7.3	13.0	14.9	16.7	16.2	23.3	-9.8	24.3	26.2	34.9	15.2	38.1
DM921200-2	6.2	18.7	19.7	38.0	26.6	46.4	8.1	31.0	32.0	52.6	28.3	59.7
DM921210-1	-7.3	10.8	13.0	12.0	14.9	19.1	19.7	20.8	28.6	33.5	15.1	36.8
DM921230-2	3.7	14.3	14.8	43.5	24.7	50.0	14.4	35.9	38.7	58.4	28.3	64.9

いる。

2) 搭載 GPS 受信装置とベース・ステーション GPS 受信装置による測位結果の比較

搭載 GPS 受信装置とベース・ステーションの GPS 受信装置との測位結果はアンテナが共通で同時刻の測位であり、測地モードでは測位演算アルゴリズムも同じと思われるので、本来一致した測位結果が得られるはずであるが図2及び図3でも判るように差異が生じた。両 GPS 受信装置の出力の差を求めると図4のようになる。図からも測地モードの方がその差は小さい。この理由は低

ダイナクス・モードの場合、図3の結果でも明かなように両受信装置の出力に位相差が見られ、その差が図4の低ダイナクス・モード側に顕著に現れている。これは測位演算アルゴリズムの違いによるものと思われる。

同じ測地モードでも差異が生じる主な要因としては両受信装置の受信アンテナに対する衛星の仰角の敷居値、即ちマスク・アングルの違いや1衛星づつ切り替えて捕捉する受信装置のため両GPS受信装置で同じ衛星を捕捉するタイミングのずれがあると思われる。各実験ケースについてこの

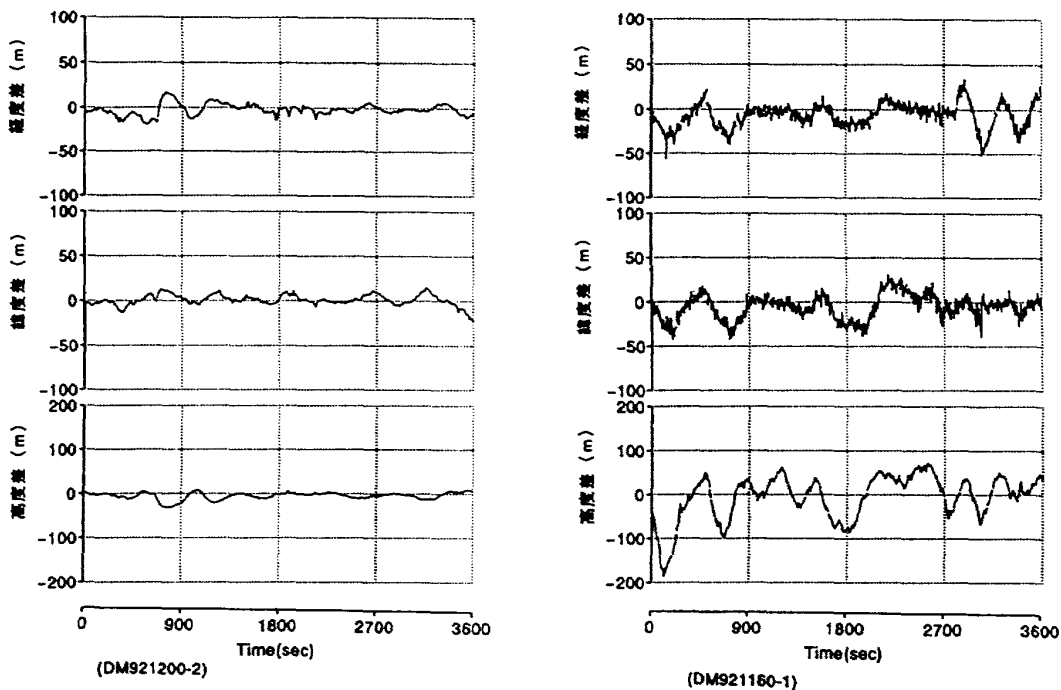


図4 搭載 GPS 受信装置とベース・ステーション GPS 受信装置との測位差例

表4 搭載 GPS 受信装置とベース・ステーション GPS 受信装置との測位結果の差
 測地モード (両受信装置とも)

実験ケース	経度差 (m)		緯度差 (m)		高度差 (m)	
	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差
DM921200-1	-3.1	4.6	-3.6	5.5	2.4	7.0
DM921200-2	-2.4	6.5	0.8	5.7	-5.5	8.1
DM921210-1	0.6	8.4	3.5	15.1	3.2	15.1

低ダイナクス・モード (搭載 GPS 受信装置のみ)

実験ケース	経度差 (m)		緯度差 (m)		高度差 (m)	
	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差
DM921160-1	-7.0	11.2	-5.9	15.2	-7.4	55.5
DM921160-2	-0.7	10.4	3.1	17.4	-8.5	51.6
DM921230-2	-1.2	6.3	2.5	12.3	-9.6	38.0

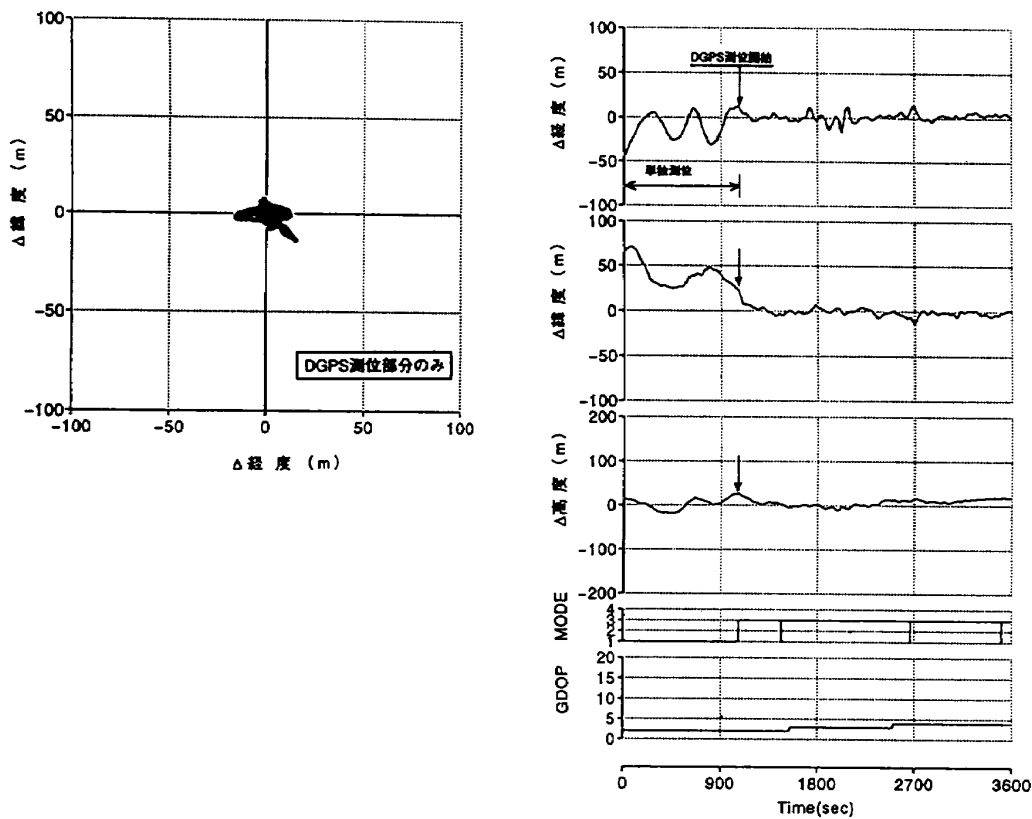


図5 DGPS 測位結果例
(測地モード : DM 923240)

差を平均値と標準偏差でまとめてみると表4のようになる。どちらのモードでも平均値は数mの範囲で一致するが標準偏差は±10m程度の差異がある。特に高度差の偏差が大きい。

5.2 DGPS 測位結果

1) DGPS 測位結果

DGPS 測位実験を実施し、単独測位時と同様地図位置を基準にΔ経度、Δ緯度及びΔ高度を求めた。測地モードでの一例を図5に示す。図5にはGPS 単独測位状態からDGPS 測位状態への移行(MODE 1からMODE 3への移行)を含めた時間履歴を示す。DGPS 測位開始時から明らかにΔ経度、Δ緯度及びΔ高度の変化が少なくなっていくのが判る。また、現実問題としてDGPS 測位(MODE 3)状態から一時的にはずれ単独測位状態(MODE 1)になることがある。これは搭載GPS 受信装置とベース・ステーションGPS 受信装置の衛星捕捉のタイミングのずれ等で起こることが考えられる。この状態を解決するには同時に4衛星以上のGPS 衛星を捕捉できる多チャネル

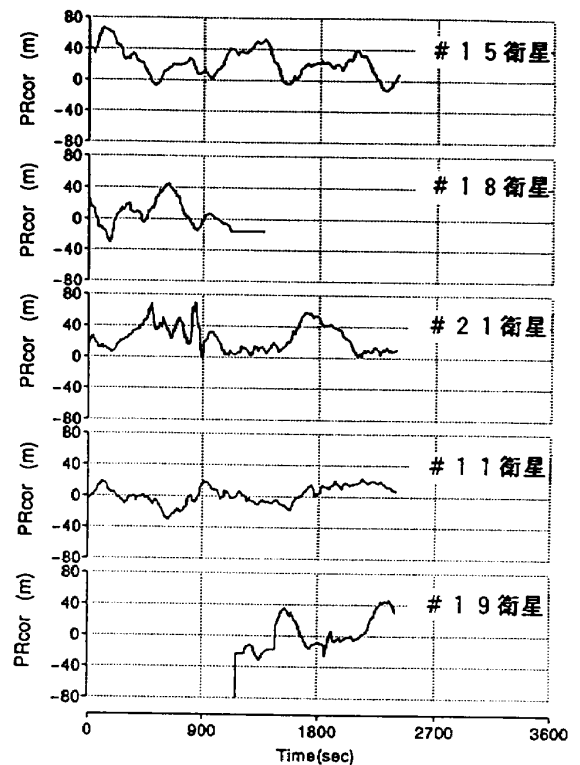


図6 疑似距離補正量
(測地モード : DM 923240)

ル型の GPS 受信装置を使用する必要がある。尚、図5の Δ 経度- Δ 緯度図は単独測位部分を除いた DGPS 測位結果部分のみを示す。

参考のためにベース・ステーションの GPS 受信装置から搭載 GPS 受信装置へ送られた疑似距離補正データを図6に示す。この実験ケースでの各 GPS 衛星と受信アンテナまでの疑似距離は約 ± 40 mの補正がなされることになる。また、4衛星の組み合わせで#18衛星が途中で#19衛星に切り替わっていく状態が判る。図7は低ダイナミクス・モードでの DGPS 測位結果例である。

図5の測地モードに比較してそのばらつきの大きいことがよく判る。

このような測位実験を測地モードと低ダイナミクス・モードで各2回づつ実施した。その結果を単独測位結果と同様 Δ 経度、 Δ 緯度及び Δ 高度の平均値、標準偏差及びrmsを表5に示す。単独測位結果と同様に3D精度のrms値をみれば DGPS 測位により基準位置(地図)に対して測値モードで10m~12m、低ダイナミクス・モードで24m~25mの値が得られた。その範囲が DGPS 測位での位置精度と考えられる。また、測地モード

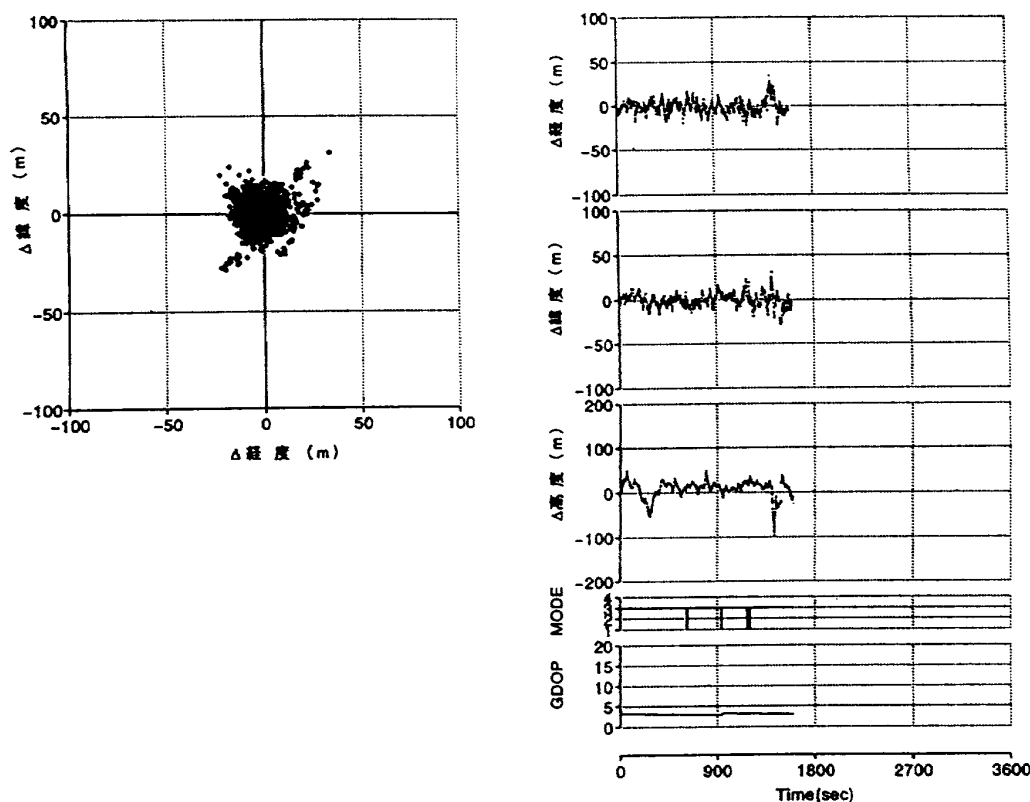


図7 DGPS 測位結果例
 (低ダイナミクス・モード : DM 921230-1)

表5 DGPS による測位結果

測地モード

実験ケース	Δ 経度 (m)			Δ 緯度 (m)			Δ 高度 (m)			3D精度 (m)		
	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms
DM921230-2	2.2	4.0	4.6	-2.0	3.3	3.8	7.7	4.1	8.9	9.9	3.6	10.5
DM923240	1.6	4.3	4.6	-1.1	4.0	4.1	7.2	7.9	10.7	10.9	5.8	12.4

低ダイナミクス・モード

実験ケース	Δ 経度 (m)			Δ 緯度 (m)			Δ 高度 (m)			3D精度 (m)		
	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms	平均値	標準偏差	rms
DM921230-1	-0.9	7.6	7.7	0.1	7.5	7.5	8.2	19.4	21.1	20.3	12.1	23.7
DM923230	-2.6	11.4	11.7	2.1	16.1	16.2	-5.4	14.2	15.2	22.9	10.2	25.1

ではカタログ性能 10m と同程度の値であり、精度劣化は見られない。

DGPS では基準位置を真位置としてベース・ステーション GPS 受信装置に与えているので、この値は真位置からの位置精度と言うよりも基準位置に対する位置精度と言うべきであろう。ベース・ステーションの位置を、設定した地図位置より正しく与えられるならば DGPS 測位ではその位置に一致するように測位結果が修正されるので単独測位を更に改善できる。しかしながら、不正確な位置を設定すればかえって間違った位置を示すことになるので、その場合にはむしろ航空機側では搭載 GPS 受信装置単独での測位の方が良いことになる。

測位モードと低ダイナミクス・モードの違いによる影響については単独測位と同様、平均値、標準偏差及び rms とともに明らかに測地モードの方が良い結果となっている。

2) DGPS による効果 (DGPS 測位結果と単独測位結果との比較)

表 3-1, 表 3-2 と表 5 の 3D 精度値を比較すれば、DGPS 測位を行うことにより単独測位より両モードとも、また平均値、標準偏差及び rms とともにそれぞれ約 4 倍の精度向上が見られた。

もともと DGPS 測位はカタログ性能によれば単独測位の位置精度が 25m, DGPS 測位が 10m とあるので 2.5 倍の精度改善が見込める測位方法と言える。もし、現状での DGPS 測位による位置精度が単独測位に比べて 2.5 倍程の改善しか得られなければ単に DGPS 測位による改善効果となるが、上記のように約 4 倍の改善が見られたことは明らかに SA を含む誤差を除去した改善であると言えよう。更に、測地モードでの DGPS 測位では SA 誤差が含まれている現状でもカタログ性能を満足する傾向にある。以上のことから実験的に「DGPS 測位により SA 誤差を除去できる」ことが言える。

6. まとめ

当所の実験用航空機ドルニエ機での地対空データ・リンクを完成させ航空機による実時間 DGPS

測位を始めて実現させたが、本報告では Navcore-I GPS 受信装置での基本的な精度確認として地上の固定点における測位を行い、その精度を GPS 単独測位の場合と DGPS 測位の場合について比較・検討し、実験的に DGPS 測位の有効性を述べた。その際、搭載及びベース・ステーションの GPS 受信装置のアンテナを共通にすることにより両受信装置の測位結果の比較における不確定要素を排除した。以下に問題点及び解決すべき点を含めて得られた結果をまとめる。

- ① Navcore-I 搭載 GPS 受信装置の単独測位で、真位置からの位置精度を表す rms 値は基準とした地図位置の精度を含めて測地モードで 36~60m の、低ダイナミクス・モードで 79m~98m の値であった。これはカタログ性能 25m に比較し明らかに精度劣化といえる差異が見られる。主たる精度劣化の原因は SA と思われる。
- ② DGPS 測位では、rms 値は測値モードで 10m~12m, 低ダイナミクス・モードで 24m~25m の値であった。これはカタログ性能 10m に対して、測値モードで同程度の値となる。また、DGPS 測位を行うことで単独測位より両モードとも平均値、標準偏差及び rms 値はそれぞれ約 4 倍の精度向上が見られた。従って、カタログ性能での DGPS の効果は 2.5 倍であるので、SA を含めた測位鮮度の劣化を DGPS 測位で除去できることを実験的に示すことができた。
- ③ 測地モードと低ダイナミクス・モードのモードの違いによる影響については単独測位及び DGPS 測位とも、また平均値、標準偏差及び rms とともに明らかに測地モードの方が低ダイナミクス・モードより良い結果となっている。従って、「低ダイナミクス・モードより測地モードでは不確定要素が絞れるため測位演算アルゴリズムにより精度高く測位結果求められる (3.1 項目参照)」ということが実験的に確認できた。
- ④ 搭載及びベース・ステーションの GPS 受信装置のアンテナを共通にし同時に測位を行えば、基本的には同じ測位結果を得るはずであるが受信装置の特性等で完全には一致しない。その結

果 2 台の受信装置の測位結果は測地モードの標準偏差で約±10m 程度の差異が見られた。

⑤GPS 受信装置からの経度、緯度及び高度の測位結果に特有の振動現象があるが、明らかに SA による影響と考えられる。

以上のことは文献 1) でも述べられているように米国における GPS の取扱いに深く関わっているので将来にわたって正しい結果であるとの確証はないが現状での結論である。

次に問題点として以下の事項が上げられる。

⑥ GPS 衛星の数 (平成 4 年 3 月現在 16 個) は多くなったが常時 4 衛星を捕捉することはまだ困難であり、仮に 4 衛星捕捉できても GDOP が 5 以下の時間帯を長時間確保することは難しい。

⑦ 1 チャンネル追従型の GPS 受信装置では DGPS 測位において機上と地上の GPS 受信装置による GPS 衛星の捕捉タイミングがずれる場合 DGPS 測位が一時的にはずれることがある。これに対処するには多チャンネル型の受信装置が有効であろう。

次の段階として、現在おこなっている仙台空港での航法系に関する飛行実験結果^{20)~21)}から、飛行中の GPS/DGPS の測位精度を検証するつもりである。

最後に、本データ・リンク製作及び本資料をまとめるにあたって当所飛行実験部の内田忠夫飛行特性研究室長、宮沢與和飛行解析研究室長、制御部の松島弘一総括室長及び村田正秋計測研究室長の協力を得た。また、GPS 受信装置及びデータ・リンク製作に関して極東貿易㈱の小島敏明氏、郵政省電気通信監理局及び㈱ジャムコの協力を得た。

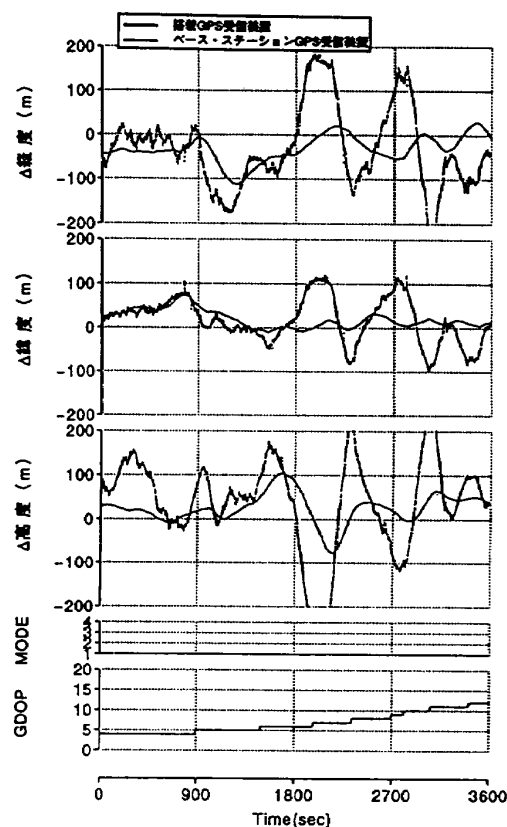
参 考 文 献

- 1) 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, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1105 (1991.4)
- 2) 日本測地学会編著; 新訂版 GPS - 人工衛星による精密測位システム -, 日本測量協会 (1989.11)
- 3) 村田正秋; 全世界測位衛星システム NAVSTAR/GPS, 計測自動制御学会誌 計測と制御 第 21 巻 第 2 号 (1982.2)
- 4) 日本航空宇宙学会; 特集 GPS の宇宙・航空機への応用, 日本航空宇宙学会誌 第 35 巻 第 396 号 (1987.1)
- 5) Magnavox Advanced Products and Systems Company; Civil Application of Differential GPS Using a Single Channel Sequential Receiver, NASA CR -166168 (1981.5)
- 6) 日本航海学会; 衛星の利用による航法の現状と将来展望, 衛星と航法シンポジウム (1992.2)
- 7) Benjamin M. Elson; Transonic Flight Shows GPS Uses, Aviation Week & Space Technology (1983.7)
- 8) Wilmer A. Mickelson and Matthew J. Carrico; Development and Flight Evaluation of an Integrated GPS/INS Navigation System, AIAA-89-3498-CP (1989.8)
- 9) 沖田利通, 伊賀 章; GPS 受信機の航空機搭載実験, 日本航空宇宙学会誌 第 35 巻 第 396 号 (1987.1)
- 10) Takayuki Nishi; In Flight Evaluation of GPS Receiver Using an Aircraft with the Stabilized Video Camera System, 第 26 回飛行機シンポジウム講演集 (1988.10)
- 11) F. G. Edwards and D. M. Hegarty; Flight-Test Evaluation of Civil Helicopter Terminal Approach Operations Using Differential GPS, AIAA-89-3635-CP (1989.8)
- 12) 飛行実験部; 実験用航空機ドルニエ機について - 現況と装備機器概要 -, 航空宇宙技術研究所技術資料 TM-637 (1991.7)
- 13) 小野孝次, 石川和敏, 内田忠夫, 村田正秋, 松島弘一, 新宮博公; 飛行実験によるディファレンシャル GPS の検討, 第 27 回飛行機シンポジウム講演集 (1989.10)
- 14) 石川和敏, 小野孝次; 地上実験によるディファレンシャル GPS 評価, 第 27 回飛行機シンポジウム講演集 (1989.10)

- 15) 村田正秋, 小野孝次, 石川和敏, 出口良二;
ディファレンシャル GPS 予備飛行実験, 第
6 回 宇宙航空の誘導制御シンポジウム
(1989. 11)
- 16) 小野孝次, 石川和敏, 小島敏明; 実験用航空
機ドルニエ機の DGPS について (その 1),
日本航空宇宙学会第 22 期年会講演会講演集
(1991. 4)
- 17) 小出 浩, 吉本由紀子, 吉田憲正, 泉田喜一
郎, 坂田克己, 柳 幸喜; ディファレンシャル
GPS の地上評価実験, 第 33 回宇宙科学技
術連合講演会講演集 (1989. 11)
- 18) 岡 孝秀; 空地データ通信システム (ACAR
S) とその利用について, 第 27 回飛行機シ
ンポジウム講演集 (1989. 10)
- 19) 伊藤敏郎; 747-400 の機上モニタリング・
システム, 第 26 回飛行機シンポジウム講演
集 (1988. 10)
- 20) 石川和敏, 穂積弘毅, 稲垣敏治, 新宮博公,
福島荘之介, 池内正之, 張替正敏, 富田博史;
ドニエル機による MLS 等航法飛行実験につ
いて (その 3) - GPS 評価実験結果 -, 第
29 回飛行機シンポジウム講演集 (1991. 10)
- 21) 村田正秋, 小野孝次, 宮沢与和, 石川和敏,
富田博史, 池内正之, 張替正敏, 宮野智行;
GPS 等, 着陸航法系飛行実験の予備結果,
第 8 回誘導制御シンポジウム (1991. 11)

付録 1 GDOP 劣化による測位結果の影響

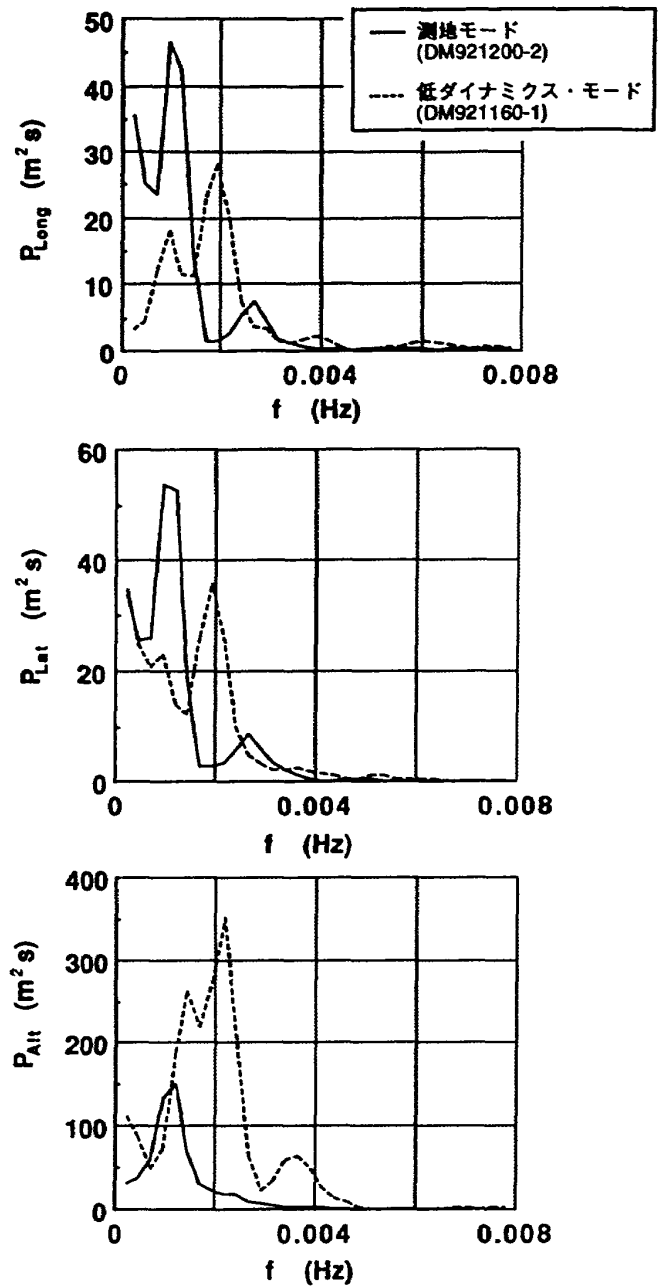
GPS 受信装置が 4 衛星捕捉してもその衛星の配置により GDOP が大きくなり測位精度が劣化する場合がある。その一例を付図 1 に示す。この例は本実験中に得られた搭載 GPS 受信装置の測位データで低ダイナミクス・モードでの結果である。図 3 同様、地図位置を基準にした値で示してある。GDOP が悪化する (次第に大きくなる) に従って測位結果は振動し、発散現象が現れている。この現象はモードによってもその表れ方が異なっているが、いづれにしても正しい測位が行われていないことは明かである。このことは 4 衛星捕捉して測位演算が行われても必ずしも正しい測位結果が得られないことを示している。



付図 1 GDOP 劣化に伴う測位結果への影響例
(低ダイナミクス・モード : DM 921201-1)

付録 2 測位データの雑音特性

図 2 及び図 3 に示した測位結果に明かな周期性の雑音が含まれているのが認められる。飛行実験で得られるデータは種々の雑音が含まれ、GPS 受信装置からの測位データも例外ではない。このデータの中には当然 GPS 受信装置の内部雑音も含まれており、その要因を知り除去することも大事ではあるがこの測位データを扱う場合にはデータ全体としての雑音の性質を知っておく必要がある。ここでは雑音特性としてその周波数成分を明らかにするために搭載 GPS 受信装置の測地モードと低ダイナミクス・モードでの測位データのパワースペクトル密度関数を求めた。パワースペクトル密度関数の求め方として、それぞれの自己相関関数を求めハミング・ウィンドをかけ、それを高速フーリエ変換 (FFT) することによりパワースペクトル密度関数を求めた。その結果を付図 2 に示す。図から判るように測地モード (図 2 に対応) には約 0.001 Hz~0.0015 Hz に特異な成分がみられる。同様に低ダイナミクス・モード (図 3 に対応) には 0.002 Hz~0.0022 Hz と 0.001 Hz~0.0015 Hz に特異な成分がみられる。この周波数成分の要因は定かではないが、明かに文献 1) に示されている SA の周波数成分と同じである。



付図 2 測位データのパワースペクトル密度関数

航空宇宙技術研究所資料649号

平成4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7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
